

DISEÑO DETALLADO E INTEGRACIÓN DE UN SISTEMA DE RECUPERACIÓN  
PARA EL COHETE SONDA LIBERTADOR I

GERLIZ AMADO MORALES  
LINA ANDREA MENDOZA MENDOZA.

FUNDACIÓN UNIVERSITARIA LOS LIBERTADORES  
FACULTAD DE INGENIERÍA  
INGENIERÍA AERONÁUTICA  
BOGOTÁ D.C.  
2017

DISEÑO DETALLADO E INTEGRACIÓN DE UN SISTEMA DE  
RECUPERACIÓN PARA EL COHETE SONDA LIBERTADOR I

GERLIZ AMADO MORALES  
LINA ANDREA MENDOZA MENDOZA.

Trabajo de grado para obtener el título profesional de Ingeniera Aeronáutica

Director:  
Cristhian Camilo Timoté Bejarano  
MSc. GNSS

FUNDACIÓN UNIVERSITARIA LOS LIBERTADORES  
FACULTAD DE INGENIERÍA  
INGENIERÍA AERONÁUTICA  
BOGOTÁ D.C.  
2017

Nota de aceptación

---

---

---

---

---

---

---

Firma del presidente del jurado

---

Firma del jurado

---

Firma del jurado

Bogotá D.C 17 de Enero de 2017

Las directivas de la Fundación Universitaria Los Libertadores, los jurados calificadores y el cuerpo docente no son responsables por los criterios e ideas expuestas en el presente documento. Estos corresponden únicamente a los autores

Dedicamos este proyecto a nuestras familias, ya que gracias a su esfuerzo y apoyo incondicional es posible encontrarnos en la culminación de esta etapa. De ante mano a Dios por darnos la fortaleza de creer en nosotras y nuestras capacidades asumiendo cada adversidad como un logro más, para nuestras vidas.

## AGRADECIMIENTOS

Queremos resaltar y agradecer el acompañamiento de nuestros padres en todo nuestro proceso académico, que sin duda alguna son la inspiración de vida y proyectos para encontrarnos en una de tantas fases que nos esperan. Así mismo agradecemos a todas aquellas personas integrales y ejemplares de la institución que aportaron para nuestra formación como: amigos, docentes e ingenieros que enseñan desde sus experiencias de vida y vocación.

Brindamos un agradecimiento especial a los ingenieros fundadores del semillero GICA Aerodes&I de coherencia de la Fundación Universitaria Los Libertadores, el Ingeniero Diego Armando Reyes Caballero por permitirnos hacer parte del semillero, partícipes de todo su conocimiento, y finalmente por brindarnos su apoyo y confianza para realizar esta tarea de aprendizaje con la creación de este prototipo. Y al MSc en Ciencias-Astronomía Jhonathan Orlando Murcia Piñeros por su asesoría y guía en el proceso final del proyecto con una visión más profunda, general y actual de la industria aeroespacial en Colombia

Al ingeniero Eduardo Borrero Cruz. Por su paciencia y asesoría en el manejo de herramientas de software y hardware para microcontroladores punto clave en todo el desarrollo de este proyecto.

Al ingeniero electrónico Andrés Camilo Jiménez A. por transmitirnos e instruirnos en la clarificación de conceptos básicos y herramientas necesarias de la electrónica para el desarrollo del proyecto.

A la Fundación Universitaria Los Libertadores por todas las herramientas y posibilidades que dispone al estudiante para emprender sus sueños y metas, por medio de su servicio e instalaciones entre ellas a la Coordinación de laboratorios, salas y talleres de la Facultad de Ingeniería por facilitarnos y permitirnos utilizar los espacios y equipos para el desarrollo del presente proyecto.

## CONTENIDO

GLOSARIO	14
ABREVIATURAS	17
RESUMEN	20
INTRODUCCIÓN	21
OBJETIVOS	22
METODOLOGÍA	23
1. ANTECEDENTES.	25
2. MARCO CONCEPTUAL	29
3. MARCO LEGAL	36
4. CARACTERIZACIÓN COHETE SONDA LIBERTADOR I	39
4.1. MODELO DINÁMICO	40
5. CARACTERIZACIÓN LIBERTADOR I ESCALA 2:1	46
6. SISTEMA DE EYECCIÓN	47
6.1. PRIMERA FASE: SISTEMA DE EYECCIÓN PISTON DE MADERA	48
6.2. SEGUNDA FASE: SISTEMA DE EYECCIÓN A PISTÓN DE ALUMINIO 60	
6.3. TERCERA FASE: SISTEMA DE EYECCIÓN PIÑÓN CREMALLERA 73	
7. COMPUTADORA	78
7.1. CARACTERIZACIÓN DE SENSORES Y PLATAFORMA	78
7.1.6. Módulo de potencia batería.	83
7.2. COMUNICACIÓN ENTRE SENSORES	84
7.3. ESQUEMAS DE PROGRAMACIÓN	85
7.4. FILTRO COMPLEMENTARIO	89
7.5. CONSTRUCCIÓN DE LA COMPUTADORA	91
7.6. PRUEBAS DE LA COMPUTADORA	93

CONCLUSIONES	103
RECOMENDACIONES	105
RECOMENDACIONES FUTUROS PROYECTOS	107
REFERENCIAS	108
ANEXOS	115



## LISTA DE TABLAS.

Tabla 1. Propiedades del Aluminio	51
Tabla 2. Propiedades físicas del balsa	52
Tabla 3. Propiedades mecánicas del balsa	52
Tabla 4 Propiedades del triplex	53
Tabla 5 Propiedades del Barniz de poliuretano.	53
Tabla 6 Características de la fibra de Carbono	61
Tabla 7. Características del <i>Last-a-foam</i>	62
Tabla 8. Características del KNDX	63
Tabla 9 valores de módulo de elasticidad y el coeficiente de Poisson a temperatura ambiente para varios compuestos utilizados en ingeniería.	64
Tabla 10. Propiedades de la fibra de carbono	64
Tabla 11. Características de las placas Pro mini	79
Tabla 12. Características del módulo TTL a USB	79
Tabla 13. Características del mpu6050	81
Tabla 14 Características del Bmp180	82
Tabla 15. Características de la SD	83
Tabla 16 Características de la batería	83
Tabla 17 Características de motor-reductor	84
Tabla 18 Datos obtenidos de las tablas de la atmosfera estándar	101
Tabla 19. Datos tomados por el prototipo de la computadora	102

## LISTA DE IMÁGENES.

Imagen 1. Amerizaje del apolo 10 en el océano Pacífico	27
Imagen 2. Fases de vuelo de un cohete.	30
Imagen 3. Dimensiones del cohete Libertador I en mm.	39
Imagen 4 Fuerzas que actúan sobre el cohete	42
Imagen 5 Dimensiones del cohete Libertador I 2:1 en mm	46
Imagen 6. Fases de diseño del sistema de eyección	47
Imagen 7. Modelado en <i>Solid Edge</i> del sistema de eyección a pistón	50
Imagen 8 base del pistón de madera	54
Imagen 9 Pistón de madera.	54
Imagen 10 Barniz de poliuretano	55
Imagen 11. Pistón antes y después del barniz	55
Imagen 12. Pistón ensamblado	56
Imagen 13. Sección de combustión	56
Imagen 14. Sistema de eyección pistón de madera	57
Imagen 15. Fuente de poder usada para las pruebas.	57
Imagen 16. Ignitor de Ferroníquel	58
Imagen 17. Propelente polvo de ángel	58
Imagen 18 prueba del sistema.	59
Imagen 19. Sistema con la lámina	59
Imagen 20. Falla en el pistón	60
Imagen 21 Modelado del sistema de eyección de fibra a pistón de aluminio	61
Imagen 22. Fabricación de base en fibra de carbono con alma de poliuretano	68
Imagen 23. Base en hecha en fibra de carbono.	69
Imagen 24 Sistema de eyección	69
Imagen 25. Pruebas iniciales del sistema.	70
Imagen 26 Estopines y su sistema de activación remota	71
Imagen 27. Prueba del sistema de eyección a pistón de aluminio	71
Imagen 28. Falla del sistema.	72
Imagen 29. Sistema de eyección piñón cremallera	73
Imagen 30. Modelado del piñón y la cremallera	75
Imagen 31 Base circular superior e inferior	76
Imagen 32 base central	76
Imagen 33 Base central con motores	77
Imagen 34 Sistema cremallera pistón	77
Imagen 35 Proceso de diseño de la computadora	78
Imagen 36 Orientación sensor MPU6050	80
Imagen 37. Algoritmo de programación Arduino maestro	90
Imagen 38 Algoritmo de programación Arduino esclavo	91
Imagen 39. Posición del MPU6050	91

Imagen 40. Prototipo final de la computadora	92
Imagen 41. Componentes de la computadora	93
Imagen 42. Tiempo de ejecución del código Arduino Maestro	93

## LISTA DE GRÁFICAS

Gráfica 1 Primera prueba de aceleración.	95
Gráfica 2 Prueba dos de aceleración.	95
Gráfica 3 Prueba tres de aceleración.	96
Gráfica 4 Prueba cuatro de aceleración.	96
Gráfica 5 Prueba cinco de aceleración.	97
Gráfica 6 Prueba seis de aceleración.	97
Gráfica 7 Prueba siete de aceleración.	98
Gráfica 8 Prueba ocho de aceleración.	98
Gráfica 9 Prueba nueve de aceleración.	99
Gráfica 10 Prueba diez de aceleración.	99
Gráfica 11. Activación del sistema según el ángulo	100
Gráfica 12. Comportamiento del sistema según el ángulo en una gráfica 3D	101

## ANEXOS

Anexo A Código de programación Arduino Maestro	115
Anexo B Código de programación del Arduino Esclavo	120
Anexo C. Código de programación MPU6050 Calibrate	121
Anexo D Plano pistón de madera	126
Anexo E. Plano de la cámara de combustión sistema pistón madera	127
Anexo F Plano ensamble sistema de eyección a pistón de madera	128
Anexo G Plano pistón sistema de eyección pistón de aluminio	129
Anexo H. Plano de la cámara de combustión sistema de pistón de aluminio	130
Anexo I. Plano del ensamble sistema de eyección en fibra a pistón de aluminio	131
Anexo J. Plano piñón para el sistema de recuperación por cremallera piñón	132
Anexo K. Plano cremallera sistema de eyección por cremallera piñón	133
Anexo L Plano riel hecho en para el sistema de eyección por cremallera piñón	134
Anexo M. Plano base central sistema de eyección cremallera piñón	135
Anexo N Plano ensamble sistema cremallera piñón	136

## GLOSARIO

**ACELERACIÓN:** es una magnitud vectorial que se refiere al cambio de la velocidad de un objeto con respecto al tiempo, es decir cuán rápido cambia su velocidad un objeto.

**ACELERÓMETRO:** es un dispositivo electrónico que mide la aceleración y lo pueden hacer en uno, dos o tres ejes.

**ALMACENAMIENTO:** esta palabra hace referencia a la recolección de los datos obtenidos por los sensores.

**APOGEO:** punto más alto que alcanza un cohete durante su trayectoria, antes de iniciar su descenso

**ARDUINO:** es una plataforma sencilla que cuenta con un software en el cual se programa mediante lenguaje C y un hardware que consta de una placa con entradas y salidas, analógicas y digitales.

**ATMEGA:** es un tipo de microcontrolador que se define como un circuito integrado programable, capaz de ejecutar las órdenes grabadas en su memoria

**BANDERA:** es una señal que se envía mediante un pin y permite controlar la activación de operaciones una única vez.

**BATERÍA:** dispositivo capaz de almacenar energía eléctrica y suministrarla

**BUFFERS:** es el encargado de acoplar circuitos cuando sus impedancias son diferentes

**BUS:** es un sistema digital que trasfiere datos entre los componentes de una computadora a través de cables, o circuitos impresos.

**COHETE:** vehículo propulsado por un motor de reacción que no necesita aire para la combustión es frecuentemente usado en proyectiles y en el transporte de satélites.

**COHETE SONDA:** es un cohete de menores dimensiones que los transbordadores espaciales, y generalmente está dispuesto para diferentes tipos de misiones en la capa superior de la atmosfera, como la observación astronómica, la toma de datos meteorológicos y para misiones militares.

**COMPUTADORA:** es un dispositivo compuesto por un hardware y un software y su función principal es recibir y procesar datos.

**ESCLAVO:** es el dispositivo que recibe la señal emitida por el maestro sin tener la capacidad de gobernar el bus.

**GIRÓSCOPO:** es un dispositivo electromecánico que mide la orientación en el espacio de un objeto o vehículo

**HARDWARE:** es el nombre dado al conjunto de componentes físicos que hacen parte de un dispositivo electrónico o computador.

**IGNITOR:** es un dispositivo que genera las condiciones eléctricas necesarias para iniciar el encendido del propelente.

**INCLINACIÓN:** es la desviación que tiene un cuerpo con respecto a un plano de referencia.

**INTEGRADOS:** son pequeños dispositivos electrónicos que cuentan con circuitos internos y son hechos en materiales semiconductores.

**LENGUAJE C:** es un lenguaje de programación, que maneja estructuras sencillas para el desarrollo de un programa de control.

**LIBRERÍAS:** son diferentes programas en código realizados como base para el funcionamiento.

**MAESTRO:** es el dispositivo encargado de enviar la señal, definiendo los canales y las características de comunicación.

**MARCO DE REFERENCIA:** Desde el punto de vista del observador y/o punto de origen, el marco de referencia se puede definir como la base, desde la cual se analizará una magnitud física con respecto a un objeto.

**MISIÓN:** es el objetivo por el cual se construyó el cohete es decir las tareas que debe cumplir el cohete durante su vuelo.

**MULTIPLEXOR:** son circuitos con varias entradas y una salida de datos. Son capaces de seleccionar una de las entradas de datos para permitir su transmisión desde la entrada seleccionada hacia la salida.

**MULTIMAESTRO:** un maestro puede actuar como emisor y receptor.

**OJIVA:** es la parte delantera de un cohete o proyectil y adquiere su nombre ya que tiene dos curvas que se unen en un extremo generando una punta.

**PARACAÍDAS:** es un objeto creado para disminuir de forma gradual la velocidad de un cuerpo en caída libre.

**POLVO DE ÁNGEL:** es un tipo de propelente en polvo, obtenido de la combinación de nitrato de potasio y dextrosa.

**PROPELENTE:** es una sustancia química en estado líquido o sólido, es además un componente fundamental del sistema de propulsión del motor cohete y en menor proporción para el sistema de recuperación ya que es el encargado de generar la reacción química que producen los gases calientes a alta presión dentro de la cámara de combustión.

**RECEPTOR:** es el que recibe una señal que proviene desde el transmisor

**SEÑAL:** es la variación de una corriente eléctrica u otra magnitud física que se utiliza para transmitir información.

**SEÑAL SEMIBIDIRECCIONAL:** es la existencia de una única línea de datos que se puede usar para flujo de ambos sentido, pero no simultáneamente.

**SISTEMA DE EYECCIÓN:** es el sistema encargado de realizar la expulsión del paracaídas y la ojiva del cohete

**SOFTWARE:** es el nombre otorgado al conjunto de programas que facilitan el funcionamiento de un dispositivo electrónico.

**SPI:** es un tipo de comunicaciones, usado principalmente para la transferencia de información entre circuitos integrados en equipos electrónicos

**TRANSMISOR:** es el encargado de modificar la información original de tal manera que pueda ser adecuada para su transmisión.

**TRAYECTORIA:** es la descripción del movimiento de un cuerpo teniendo en cuenta una sucesión de posiciones, esta trayectoria depende de un marco de referencia.

**VELOCIDAD:** es una magnitud vectorial que se refiere a la distancia recorrida por un objeto en la unidad de tiempo.

**VELOCIDAD ANGULAR:** es una magnitud que se refiere al ángulo recorrido en unidad de tiempo.



## ABREVIATURAS

A	Amperio
ADC	Analog to digital converter – Convertidor de análogo a digital
B	Byte
C	Centigrados
CFC	Compuestos Clorofluorocarbonados
CNC	Control numérico computarizado
CS	Chip select
DOF	Degrees of freedom – grados de libertad
DX	Dextroza
E11	Módulo de elasticidad en la dirección longitudinal
E22	Módulo de elasticidad en la dirección transversal
F	Fahrenheit
Ft	Feet – pies
g	gramos
G12	Módulo de cizallamiento longitudinal paralelo al plano
GICA	Grupo de Investigación de Ciencias Aeroespaciales
GND	Ground – Tierra
Hz	Hertz
I <sup>2</sup> C	Inter integrated circuit – circuito inter-integrados
IDEAM	Instituto de Hidrología, Meteorología y Estudios Ambientales
IMU	Inercial measurement unit – unidad de mediciones inerciales
in	inch - pulgadas
KN	Nitrato de potasio
Lb	Libras
LDO	Low dropout – baja deserción

m metros

Máx Máximo

MEMS Micro electro mechanical systems – sistemas electro mecánicos

Min Mínimo

MISO Master In slaveIn – maestro al esclavo

MOSI Master Out slaveIn – esclavo al maestro

MSL Medium sea level – nivel medio del mar

N Newton

NASA National Aeronautics and Space Administration - Administración Nacional de la Aeronáutica y del Espacio

OFF Apagado

OMM Organización Meteorológica Mundial

ON Encendido

ONU Organización de las Naciones Unidas

Pa Pascal

PAN Poliacrilonitrilo

PC Personal computer – Computadora personal

PCB Printed Circuit Board- plaqueta de circuito impreso

$\Omega$  ohmios

#### Prefijos SI

Símbolo	Nombre
G	giga
M	mega
K	kilo
H	hecto
Da	deca
Da	deci
C	centi
M	mili
$\mu$	micro

N                      nano

RPM    Revoluciones por minuto

RTC    Real Time Clock – reloj de ordenador

Rx      Receptor

s       segundos

SCK

SCL    Serial clock – reloj serie

SDA    Serial Data – línea de datos en serie

SI       International System - Sistema Internacional

SPI    Serial peripheral interface – interfaz periférica serial

SSTO Single stage to orbit

TIC'S Tecnologías de la Información y la Comunicación

TTL    Transistor transistor logic - lógica transistor a transistor

Tx      Transmisor

USB    Universal Serial Bus – Dispositivo de almacenamiento

v       voltios

V12    Coeficiente de Poisson

VS      Versus

## RESUMEN

En el desarrollo de este documento se presenta el diseño realizado para un sistema de recuperación, su funcionamiento, sus componentes y demás características. Este sistema está compuesto por dos secciones una mecánica y otra electrónica, la primera es la encargada de expulsar la ojiva y liberar el paracaídas en el momento que sea enviada la señal. Tal señal es emitida por la segunda sección del sistema, la cual cuenta con sensores que permiten determinar la salida de trayectoria y generar la señal que activa los motores en el instante indicado.

Además dentro del documento se encuentran las características de los materiales y componentes usados, así como las pruebas y análisis realizados durante el desarrollo del diseño del sistema.

Palabras clave: computadora, sistema de eyección, Arduino, sensores, IMU.

## ABSTRACT

The development of this document presents the design made for a recovery system, its operation, its components and other characteristics. This system is composed of two sections one mechanic, one electronic, the first one is responsible for ejecting the warhead, and release the parachute at the time the signal is sent. This signal is emitted by the second section of the system, which has sensors to determine the path output and generate the signal that activates the motors at the indicated time. In addition, within the document are the characteristics of the materials and components used, as well as the tests and analyzes made during the development of the system design.

Key words: Computer, ejection system, Arduino, sensors, IMU.

## INTRODUCCIÓN

Este proyecto se desarrolló dentro del Semillero de investigación GICA Aerodes & I – Cohetería de la Fundación Universitaria Los Libertadores, dentro de los intereses investigativos del semillero se encuentra la creación de cohetes tipo amateur para la toma de datos atmosféricos, debido al alto costo que genera la construcción y el lanzamiento de estos vehículos surge la necesidad de desarrollar un sistema de recuperación, para que los equipos usados en la toma de datos atmosféricos puedan ser reutilizados.

El propósito de este proyecto es realizar el Diseño detallado e integración de un sistema de recuperación para el Cohete- Sonda Libertador I. Este tipo de investigación es de carácter exploratorio, de acuerdo a la naturaleza de los objetivos planteados. El método de diseño se ajusta a la Investigación Científica y Heurística relacionada con las técnicas del método descriptivo, dados por una serie de pasos y características.

El sistema de recuperación planteado en este documento consiste en dos partes, una la sección mecánica encargada de realizar la liberación del paracaídas y la ojiva. La segunda sección es la responsable de enviar la señal, cuando el cohete se encuentre en caída libre.

## OBJETIVOS

### Objetivo general

Realizar un diseño detallado del sistema de recuperación para el cohete sonda Libertador I

### Objetivos específicos

- Desarrollar un proceso de diseño para el sistema de recuperación.
- Realizar el diseño detallado del sistema de eyección y computadora de vuelo del sistema de recuperación.
- Realizar la integración del sistema de eyección y computadora de vuelo del sistema de recuperación.

## METODOLOGÍA

Para el desarrollo de esta investigación titulada Diseño detallado e integración de un sistema de recuperación para el Cohete- Sonda Libertador I, se mantuvo el método científico y heurístico, éstos están ajustados a las técnicas del método descriptivo. Las técnicas de este método, sugieren una serie de etapas en las cuales se fundamenta el desarrollo de cada una de las actividades, características e investigaciones teóricas que conllevan a la investigación científica, desarrollando la probabilidad de funcionamiento y generación de conocimiento por medio del método heurístico. En este método el investigador expone una problemática, formando una estrategia viable de desarrollo desde un punto de vista exterior a fin de lograr la posible solución. Finalizando con una reevaluación o retroalimentación en la cual se verifique el efecto de las actividades o estrategias planteadas.

La Heurística es comprendida como el método por el cual se busca aumentar el conocimiento, siendo esta una característica natural del ser humano. [1] [2]

El método heurístico dentro del desarrollo de este proyecto se ve reflejado en los pasos metodológicos, debido a que estos están acoplados directamente a lo que es la elaboración del Diseño detallado e integración de un sistema de recuperación para el cohete Libertador I, en el cual se abarcan los primeros ítems o pasos, descritos en la fase metodológica.

Del mismo modo el método científico se usará dentro del desarrollo del proyecto. Este método se define como un instrumento que describe, analiza y evalúa los resultados de una observación realizada, ésta con el fin de sintetizar y concluir el acercamiento a una realidad. [3]

## ETAPAS METODOLOGICAS

### 1 ETAPA: Conceptualización

Actividad 1. Consultas y revisiones bibliográficas. Se realizará una clasificación de la información encontrada en google académico, sciencedirect, página web de la NASA, en IEEE, IDEAM entre otras, por las que se logra encontrar los antecedentes iniciales para fundamentar el desarrollo teórico del proyecto.

Actividad 2. Caracterización del cohete. De acuerdo a información suministrada por la anterior, se presentan la debida caracterización del cohete para ser punto de partida. En el diseño de cada uno de los sistemas.

### 3 ETAPA: Fabricación sistema de eyección

Actividad 3. Realizar el diseño del sistema de eyección. Partiendo de los antecedentes bibliográficos se diseña el sistema de eyección de acuerdo a las características planteadas en la actividad 2, verificando cada una de las variables involucradas y modificables del mismo a fin de que el sistema sea confiable.

Actividad 4. Realización de pruebas y/o verificación de funcionamiento. Se analizará características de materiales, métodos experimentales y teóricos en los cuales se verifique que la estrategia aplicada cumpla con la necesidad y sea confiable.

### 2 ETAPA: Diseño y fabricación, computadora de vuelo

Actividad 5. Realizar el diseño de la computadora de vuelo. Se escoge el hardware y software que cumplan con las características de diseño tales como tamaño y facilidad de programación. De acuerdo a lo anterior se realiza la selección de sensores y la caracterización de los mismos para cumplir con las características señaladas en la actividad 2.

### 4 ETAPA: Finalización del sistema de recuperación

Actividad 6. Realizar la integración de los dos sistemas. Después de tener los diseños de los sistemas anteriormente descritos se realizara la unión de tal manera que sea funcional y se logre conseguir la fiabilidad que necesita un sistema como este.



## 1. ANTECEDENTES.

Durante la historia de la exploración del espacio y en el desarrollo de los cohetes se ha buscado la manera de recuperarlos para lograr reutilizarlos y de esta forma no perder las cargas útiles que llevan consigo. Aunque el primer pionero en astronáutica fue el Soviético Konstantín Tsiolkovski padre de las matemáticas de los cohetes [4], Robert H. Goddard es conocido como el padre de la cohetaría moderna debido a que fue uno de los precursores en la exploración matemática de la posibilidad de usar la propulsión de cohetes para llegar a grandes alturas y demostrar mediante pruebas estáticas que el cohete podría funcionar en el vacío. Goddard fue uno de los primeros en desarrollar un sistema de recuperación en cohetes modelo. [5] Posteriormente, Goddard en 1926 desarrolló y disparó un cohete de combustible líquido por primera vez con carga útil científica (compuesta por barómetro y cámara). [6] Los cohetes de combustible líquido son motores que usan sustancias propulsoras en estado líquido que se inyectan a la cámara de combustión a elevada presión, ésta sustancia debe contener el combustible y el oxidante mezclados o de alguna manera descomponerse para dar lugar a una reacción. [7] Robert H. Goddard luego de desarrollar varios avances en cuanto a combustibles de tipo líquido en cohetes y de alcanzar mayores altitudes, desarrolló un sistema giroscópico de control de vuelo y un compartimiento de carga útil en donde se situaron los instrumentos científicos para lograr rescatar los posteriormente; empleando sistemas de recuperación basados en paracaídas. [5]

Pero también, es importante destacar que el cohete tristemente ha sido una herramienta de destrucción y poder en las estrategias de guerra. Como es el caso de los cohetes V1, más conocido como *Fieseler* 103 y el V2 o A-4 (asignado como su nombre técnico). El V1 fue creado a finales de la segunda guerra mundial en 1943, y fue un arma de destrucción masiva usada por los alemanes para darle un giro a la guerra que en su momento iban perdiendo. Inicialmente el V1 fue construido como una bomba volante no tripulada, pero al no controlarse la trayectoria muchas de estas bombas no generaron el daño esperado, por lo que los ingenieros alemanes modificaron el V1 para incluir una cabina que permitiera llevar consigo un piloto inicialmente suicida encargado de direccionar el V1 ahora convertido en avión-bomba. Al final el cohete V1 fue un éxito sin la necesidad de emplear un piloto suicida, empleando sistemas de control. [8] [9]

El cohete A-4, potente arma de destrucción creada por alemanes, que fue diseñada como un cohete que proporcionaba mayor alcance, altitud de vuelo y velocidad que su antecesora la V1.

Al final de la Segunda Guerra Mundial y con la llegada de Estados Unidos a Alemania se obligó al ingeniero Wernher Von Braun y a los alemanes “prisioneros de la paz” a emprender los proyectos científicos involucrando sus conocimientos en las bombas V1 y V2 para realizar nuevos desarrollos en cohetes con mejor alcance. Este proyecto terminó en una gran decepción ya que el Cohete A-4 tenía un quinto de la velocidad necesaria para entrar a la órbita y los cohetes realizados solo eran de corto alcance, capaces de subir a la estratosfera (200 km de altitud).

En 1949 llega la segunda etapa del cohete A-4, el cual denominaron Cohete-sonda WAC-Corporal de 300 Kg de peso incluyendo una carga útil, alcanzo una altitud de 400 km, este logro fue tan acertado que se solicitó realizar un vínculo académico en cuanto al desarrollo de los cohetes, para iniciar investigaciones científicas en la estratósfera.

Los sistemas de recuperación en los Cohetes no se vieron como una prioridad, hasta que se empezó a emprender un mayor alcance que el de la estratosfera, y consigo tener un aumento en la trayectoria para bombardeos a enemigos, dado así, con el Cohete A-4; las investigaciones se daban por medio de lanzamientos en trayectoria recta, y caída libre con paracaídas, realizando sus mediciones y lecturas del aire. [8]

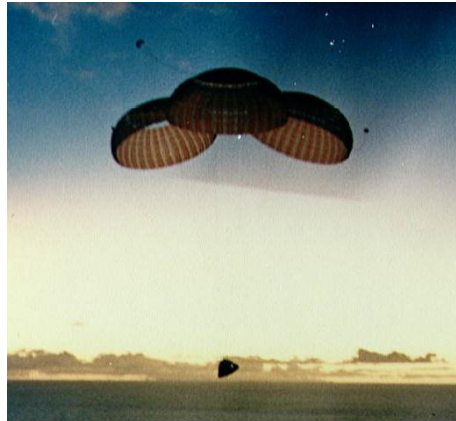
El desarrollo de los sistemas de recuperación se dejó de lado hasta los años 60, donde surgieron los primeros proyectos de sistemas de lanzamiento reutilizables de aterrizaje vertical dentro de los que están los sistemas SSTO naves con la capacidad de alcanzar la órbita despegando y aterrizando verticalmente en una sola etapa. [10]

En 1961, el cosmonauta ruso Yuri Gagarin se convirtió en el primer hombre en llegar al espacio y 108 minutos después de su despegue y a una altura de 6 kilómetros el paracaídas que hacia parte del sistema con el cual se iba a lograr la desaceleración del cosmonauta, se abrió. [11] De esta manera se logró dar comienzo al uso de los paracaídas como elementos importantes del sistema de desaceleración en los vehículos espaciales [12]

En los años 60 también se realizaron pruebas a diferentes tipos de paracaídas para el proyecto *Apollo* de la NASA de los Estados Unidos. [13] Específicamente en el sistema de recuperación del Apolo 10 se usaron paracaídas los cuales facilitaron un

aterrizaje suave sobre el océano Pacífico [14], como se muestra en la siguiente imagen.

Imagen 1. Amerizaje del apolo 10 en el océano Pacífico



Fuente: Woods, & O'Brien, F. (2010). *The Apollo 10 Flight Journal*. [Fotografía] [En línea]

A mediados de 1967, Lockheed Martin estuvo a cargo del proyecto denominado “Corona”, junto con la Fuerza Aérea Estadounidense y la Agencia Central de Inteligencia (CIA) este proyecto tenía como misión situar satélites espías en órbita. Estos satélites Corona, fueron lanzados por el cohete Thor, este expedía una capsula de retorno que contenía los rollos de películas fotográficas, equipadas con paracaídas los cuales facilitaban la recuperación de estos por medio de aviones C-119 o C-130 modificados para cumplir con estas misiones. Estas capsulas posteriormente llevaría imágenes que serían analizadas. [15]

Desde décadas anteriores el cohete sonda ha tenido varias etapas, siendo la recopilación de todos los pequeños avances generados por las más grandes potencias que han “conquistado” el espacio. En 1977 la NASA utiliza la sonda como una herramienta en pro de la ciencia, buscando conocimiento y respuestas sobre la existencia de otra vida en el espacio exterior, como las sondas Voyager I y Voyager II, que su misión se destacó en la exploración de los planetas de Júpiter, Saturno, Urano y Neptuno, todas sus lunas y sus numerosos anillos [8].

En septiembre de 1978, se realiza la publicación de un informe en España titulado “posible sistema para captación de muestras ambientales” [16], que incluye el paracaídas como un elemento del sistema de recuperación dadas unas

características propias a este proyecto, éste incluye la captación de muestras en la atmosfera.

Dentro de los tipos de paracaídas está la cinta de recuperación, el paracaídas elíptico y hemisférico, [17] sin duda el paracaídas elíptico y hemisférico es la configuración más usada, ya que es capaz de desacelerar un cuerpo que está en caída libre, independiente del peso que contenga éste. De forma contraria, a la cinta de recuperación que maneja restricciones de uso como el peso máximo el cual no debe ser superior a 30 gramos y el cohete debe estar en un descenso vertical rápido, la velocidad de descenso de cualquier cuerpo depende de la fuerza de arrastre que desarrolla para contrarrestar la fuerza de gravedad, teniendo en cuenta que la superficie que cubren las cintas no generan un área robusta el arrastre es muy poco. El paracaídas elíptico y hemisférico se puede observar en diferentes tipos de investigaciones ya sea de aviones no tripulados, cohetes, entre otros. En el “Diseño y construcción de un cohete aficionado controlado mediante el accionamiento de una tobera de empuje vectorial” [17] identificamos la elección e implementación del paracaídas tipo elíptico y hemisférico. Otra investigación en la que podemos verificar la implementación de este tipo de paracaídas es “Análisis computacional de flujo atmosférico alrededor del sistema de recuperación de un cohete sonda” [18] desarrollado por dos instituciones de Colombia y Brasil.

## 2. MARCO CONCEPTUAL

Para el desarrollo de este proyecto es necesario tener en cuenta los diferentes elementos que hacen posible el funcionamiento del sistema de recuperación. Lo que hace necesario referirse a parámetros y conceptos que permiten un mejor conocimiento acerca del trabajo que se está llevando a cabo. Empleando un orden lógico se iniciará definiendo sistema inercial, para poder definir este sistema se debe enfatizar en la primera ley de Newton, ley de la inercia la cual expresa que *“En ausencia de fuerzas externas, y cuando se ve desde un marco de referencia inercial, un objeto en reposo se mantiene en reposo y un objeto en movimiento continúa en movimiento con una velocidad constante”* [19]

Según la cita anteriormente enunciada, para poder definir un sistema de referencia inercial se debe conceptualizar primero un marco de referencia, el cual es idealizado. Desde el punto de vista del observador y/o punto de origen, el marco de referencia se puede definir como la base, desde la cual se analizará una magnitud física con respecto a un objeto. [20]

Para hacer más clara la definición de un sistema de referencia inercial se describirá un ejemplo, en el lanzamiento de un cohete el marco de referencia sería él mismo. Para calcular la altura a la cual se definió su apogeo, es necesario implementar un sistema de referencia definido a partir del observador. Estando el cohete en una velocidad constante, generado por una fuerza externa, es decir, actuando bajo la ley de inercia. [21] [22]

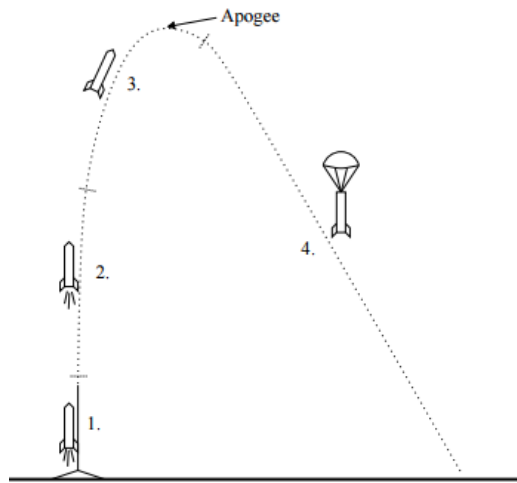
Teniendo clara la definición anterior, se procede a contextualizar está en un cohete sonda, que se define como un cohete de menores dimensiones que los transbordadores espaciales, y generalmente está dispuesto para diferentes tipos de misiones en la capa superior de la atmósfera, como la observación astronómica, la toma de datos meteorológicos y para misiones militares. Estos cohetes sonda están formados por dos partes fundamentales: su estructura y los propulsores. Su estructura generalmente está hecha de metal, y conformada a base de motores, cámara de combustión, tanques, propelente, unidad de control y carga útil. Estos funcionan por desplazamiento a reacción.

Su sistema de propulsión a base de propelente, ya sea de tipo sólido, líquido o híbrido está dispuesto en configuraciones multi-etapa, (hasta 4 etapas, para los cohetes sonda generados por la NASA). El movimiento en vuelo, generado por

estos cohetes es de rotación respecto a su eje longitudinal. Los cohetes describen una trayectoria con curvas del tipo elíptico, parabólico o hiperbólico. [23] [24]

El modelo típico del vuelo de un cohete está descrito en cuatro fases de vuelo como se ve en la Imagen 2

Imagen 2. Fases de vuelo de un cohete.



Fuente: *Open Rocket technical documentation* [25]

1. Lanzamiento: El cohete se lanza desde una guía de lanzamiento vertical, y empieza la segunda fase de vuelo.
2. Vuelo motorizado: El motor acelera el cohete durante el período de vuelo mientras se encuentra con propelente el cohete viaja a toda velocidad hasta que el propelente se agota en ese momento entra en la tercera fase de vuelo
3. Vuelo de navegación: El cohete sigue en ascenso y es transportado libremente hasta que llega aproximadamente a su punto de apogeo
4. Recuperación: El dispositivo de recuperación se abre y el cohete desciende lentamente [25]

Dentro del desarrollo de la misión del cohete se tiene como objetivo recuperarlo por lo cual se debe incluir en él un sistema de recuperación, este sistema es el encargado de hacer posible el rescate integral del cohete y su carga, mediante el trabajo conjunto del sistema de radiobaliza o por un sistema de referencia, el cual facilita la recuperación segura de la carga y mantiene la integridad del mismo, de las personas y del entorno. Propiamente este sistema se encuentra en el cohete, definido por la carga a bordo y el tipo de misión. En este sistema se encuentran varios

tipos de paracaídas, de acuerdo a su finalidad: ya sea por cinta de recuperación o por paracaídas elíptico y hemisférico. [26] [27]

Para el funcionamiento del sistema de recuperación del cohete es necesario activar una carga denominada propelente que es un componente fundamental del sistema de propulsión del motor cohete y en menor proporción para el sistema de recuperación ya que es el encargado de generar la reacción química que producen los gases calientes a alta presión dentro de la cámara de combustión. [28] Dependiendo del tipo de propelente los motores cohetes se pueden dividir en tres tipos:

Motor cohete de propelente líquido: Estos motores por lo general llevan combustible y un oxidante que se encuentran en diferentes depósitos, para posteriormente ser enviados a la cámara de combustión donde reaccionan al entrar en contacto produciendo los gases de combustión que generan el empuje del motor al ser expulsados a alta velocidad por la tobera. Algunas de las combinaciones de combustible y oxidante más usadas son la de hidrogeno líquido que actúa como combustible y oxígeno líquido que trabaja como oxidante en la reacción.

Dentro de este tipo de motores existe uno llamado mono-propulsor el cual cuenta con solo un compuesto químico en estado líquido que pasa a través de un catalizador ubicado en la cámara de combustión encargado de descomponerlo y generar una mezcla gaseosa que se quema [29]

Motor cohete de propelente sólido: En este tipo de propelente se tiene una combinación de combustible y del agente oxidante que facilita la ignición, esta se carga en la cámara de combustión donde se queman, reacción que produce los gases calientes a alta presión que son expulsados por la tobera y generan el empuje del cohete. [28]

Dependiendo de la aplicación del propelente este puede estar compuesto por diferentes tipos de elementos, en propelentes sólidos amateur se usa una combinación simple de combustible y oxidante teniendo como base sorbitol, en muchos casos se usa una mezcla de nitrato de potasio con dextrosa o sacarosa. En cuanto a propelentes experimentales se usan oxidantes de varios tipos, como por ejemplo polímeros unificadores, y metales haciendo de su composición algo más complejo. En estas mezclas se pueden usar aditivos los cuales controlan la velocidad de quemado.

Todos los propelentes son realizados de una forma geométrica similar que generalmente es cilíndrica ya que de esta forma se maximiza la eficiencia volumétrica encajando dentro del motor cohete. Esta forma cilíndrica puede tener

varios segmentos, como un núcleo que aumenta el área del propelente expuesta a la combustión inicial. El núcleo se puede realizar de varias formas como lo son: circular, estrella, cruz, entre otros. [30]

Motor cohete de propelente híbrido: Este tipo de propulsión combina los combustibles sólidos con oxidantes líquidos o los combustibles líquidos con oxidantes sólidos, lo que permite tener un mayor control del motor cohete además de una mayor seguridad. [28]

En este tipo de combinación se tiene el componente sólido en la cámara de combustión y se inyecta el componente líquido a través de un ducto para generar la reacción química. [29]

Para poder activar el sistema de recuperación es necesario tener una computadora de vuelo, entiéndase como una maquina electrónica principalmente diseñada bajo un número de componentes en la que realizan una serie de cálculos de manera rápida, óptima y ordenada, para finalmente arrojar una solución al problema o algoritmo presentado. Como ordenador principal debe recordar las diferentes variables y debe estar asociado a un lenguaje de comunicación lógica para toda su implementación, asociando cada cálculo de operación en la solución del problema, alcanzando una creación completa y operativa. [31] Existen varios micro-controladores y varias plataformas micro-controladoras que se pueden usar para desarrollar la computadora de vuelo, una de ellas es Arduino que es una plataforma donde se pueden crear prototipos electrónicos basados en hardware y software, flexibles y fáciles de usar. Los hardware que ofrece Arduino son variados ya que maneja diferentes tipos de placas con múltiples características y tamaños como lo son las placas Arduino uno, Arduino Leonardo, Arduino micro, Arduino pro mini, entre otras. El software de Arduino cuenta con un lenguaje C de fácil entendimiento e implementación, hace posible combinar comandos simples en funciones de alto nivel, que permiten así implementar estructuras complejas y algoritmos que se ejecutan de manera eficaz. [32]

Para hacer posible la conexión del sistema de recuperación con la computadora de vuelo es necesario aplicar un sistema de comunicación constante, el cual se define en transmitir un mensaje a partir de un punto origen a un destino. Éste está conformado de una serie de componentes, el primero se caracteriza por su función y ubicación es decir la fuente, éste determina el tipo de mensaje y el grado de complejidad; luego se pasa a un recurso técnico llamado transmisor, este transforma el mensaje en una serie de señales acordes a el emisor. Posteriormente estas señales son transportadas a un canal generalmente físico, siendo el mediador para que llegue al receptor, encargado de concurrir en la transformación de las señales recibidas nuevamente en el mensaje enviado por la fuente, y decisivamente



este mensaje llegue a su destino. Todo este sistema simplificado de manera electrónica, estará dado por las siguientes secciones: una fuente de información, un medio de transmisión y un destino de información; donde su procesamiento será mediante símbolos análogos y digitales. Dentro de los símbolos análogos, tenemos la información en imágenes de video, voz humana, o música; para los digitales se obtiene la codificación de números en el sistema binario, los códigos alfanuméricos, los símbolos gráficos, los códigos de operación de microprocesadores o la información de bases de datos. [33][34]

En el caso específico de un cohete se necesita aplicar una unidad de medición inercial o IMU ya que estas tecnologías son implementadas en los componentes primordiales en los sistemas de navegación de misiles tácticos, municiones guiadas de precisión, vehículos no tripulados, vehículos terrestres, sistemas aviónicos, barcos, helicópteros entre otros. Las IMU son dispositivos electrónicos que tienen como objetivo determinar mediciones de velocidad, rotación y fuerzas gravitacionales de forma íntegra, generalmente se usa la combinación de acelerómetros, giróscopos y algunas veces magnetómetros. Los acelerómetros son colocados ortogonalmente en ángulo recto entre sus tres ejes para determinar la aceleración inercial o también conocidas como fuerzas G. [35]

Estos dispositivos IMU cuentan con giróscopos, los giróscopos son dispositivos electromecánicos que mide la orientación en el espacio de un objeto o vehículo, generalmente existen dos tipos de giróscopos, *Rate gyros* que generan una tensión o una frecuencia proporcional a la velocidad de giro y los *rate integrating gyros*, los cuales indican el ángulo de giro. [36] Respecto a su fabricación los giróscopos pueden ser mecánicos, este tipo de giróscopo tiene una masa que funciona como una referencia del movimiento vibratorio de tal manera que una rotación angular perpendicular al movimiento produce una fuerza perpendicular al movimiento vibratorio y la rotación angular. Actualmente se encuentran también los giróscopos tipo MEMS que son sensores de vibración a base de silicio que utilizan una transferencia de energía entre dos modos de vibración de una estructura mecánica para realizar la medición. [37] Así como los giróscopos hacen parte de las IMU los acelerómetros también ya que son sensores inerciales que miden la segunda derivada de la posición, un acelerómetro mide la fuerza de inercia generada cuando una masa es afectada por un cambio de velocidad. Este dispositivo convierte la aceleración de la gravedad o de movimiento en una señal eléctrica analógica proporcional a la fuerza aplicada al mecanismo sometido a aceleración o desaceleración, esta señal analógica indica en tiempo real la aceleración instantánea del objeto sobre el cual se encuentra montado el acelerómetro. [38] Los acelerómetros se pueden dividir en diferentes tipos, como el acelerómetro mecánico

que es uno de los acelerómetros más simples ya que se compone uniendo una masa a un dinamómetro cuyo eje está en la misma dirección que la aceleración que se desea medir. Los acelerómetros de efecto Hall para su funcionamiento utilizan una masa sísmica donde se coloca un imán y un sensor de efecto Hall que detecta cambios en el campo magnético. Otro tipo de acelerómetro es el piezoeléctrico su funcionamiento se basa en un retículo cristalino piezoeléctrico que al comprimirse produce una carga eléctrica que es proporcional a la fuerza aplicada. Por último están los acelerómetros triaxiales o de condensador que miden el cambio de capacidad eléctrica de un condensador mediante una masa sísmica situada entre las placas del mismo, que al moverse hace cambiar la corriente que circula entre las placas del capacitor.

Dentro de los últimos acelerómetros se encuentran los acelerómetros triaxiales (X, Y, Z) en un sólo chip de silicio, incluyendo en el mismo la parte electrónica que se encarga de procesar las señales. El principio de operación de los dispositivos, acelerómetros e inclinómetros de tecnología MEMS, están basados en el traspaso térmico, por convección natural. Estos dispositivos miden cambios internos, de la transferencia de calor causada por la aceleración, ofreciendo ventajas significativas sobre el empleo de una estructura tradicional sólida de masas de prueba, ya que la masa de prueba en el diseño de los sensores MEMS son moléculas de gas, las estructuras móviles mecánicas son eliminadas dentro del acelerómetro.

La tecnología MEMS hace referencia a sistemas micro electro mecánicos, que usan diferentes materiales para su funcionamiento y dependiendo de su aplicación, por ejemplo para la mayoría de los sistemas electrónicos se usa el silicio, ya que este material cumple con las leyes de Hooke, es decir que cuando hay flexión sobre el material existe una mínima disipación de energía lo que lo hace fiable, además que si se ejercen movimientos repetitivos sobre él la fatiga que sufre es pequeña. Otros materiales que se usan en cambio del silicio para la construcción de sistemas electrónicos son diferentes tipos de metales como el oro, el níquel, el aluminio entre otros, estos metales no son tan confiables como el silicio pero si se usan sin sobre pasar sus limitaciones pueden ser muy confiables los resultados. [39]

Para realizar la comunicación entre las IMU, y otros dispositivos electrónicos se hace mediante el protocolo I2C que es un protocolo de comunicación que fue diseñado por Philips a principio de la década de 1980. El I2C es un bus utilizado para comunicar varios circuitos, conectando sus chips al mismo bus el cual permite que actúen como maestros al momento de iniciar la transferencia de datos. El I2C admite la topología de volverse multi-maestro, por lo que cualquier dispositivo es capaz de gobernar el bus es decir, que el maestro podrá actuar como emisor y

receptor, para el caso del esclavo sucede lo mismo difiere en que no podrá gobernar el bus. [40]

La metodología de comunicación del I2C se da en serie y sincrónica, estas son señales de estado de drenaje abierto o similar a un colector abierto, asociada a un transistor de efecto de campo. Para conectar múltiples entradas y salidas al bus, se debe modificar su estructura alimentando resistencias en paralelo lo que se denomina el “Pull –Up”. Las resistencias pueden tener el valor de  $1,8K\Omega$  a  $47K\Omega$ , cuando se da un valor menor a la resistencia se incrementa el consumo de los integrados disminuyendo la sensibilidad al ruido y el tiempo de subida y bajada de los flancos mejora. [41]

### 3. MARCO LEGAL

Para Colombia la regulación aeroespacial en cuanto a lanzamiento, recuperación y control de cohetes es mínima. Lo único existente sobre estos temas son los convenios a los cuales Colombia se ha adherido como:

#### LEYES

LEY 1569 DE 2012 (agosto 2): Por medio de la cual se aprueba el “Convenio sobre el Registro de Objetos Lanzados al Espacio Ultraterrestre”, suscrito en Nueva York, Estados Unidos de América, el doce (12) de noviembre de mil novecientos setenta y cuatro (1974).

Este Convenio fue realizado el 14 de enero de 1975 realizado en Nueva York. El convenio fue aprobado por el Congreso de la República mediante Ley 1569 del 2 de agosto de 2012, y finalmente fue declarado exequible por la Corte Constitucional con la Sentencia C-220 del 17 de abril de 2013, que entro en vigencia el 10 de enero de 2014. En esta Ley, como su nombre bien lo indica, se busca reglamentar el registro de todos los objetos espaciales entendiéndose como *"objeto espacial las partes componentes de un objeto espacial, así como el vehículo propulsor y sus partes"* [71,72]. Este registro permitirá su fácil identificación, y el cual se deberá realizar frente a un estado de lanzamiento, entendiéndose como estado de lanzamiento *"Un Estado que lance o promueva el lanzamiento de un objeto espacial; Un Estado desde cuyo territorio o desde cuyas instalaciones se lance un objeto espacial."* [71,72] Este estado deberá de igual forma notificar al Secretario General de las Naciones Unidas este registro.

LEY 1591 DE 2012 (noviembre 20): Por medio de la cual se aprueba el “Convenio Sobre la Responsabilidad Internacional por Daños Causados por Objetos Espaciales”, hecho en Washington, Londres y Moscú, el 29 de marzo de 1972.

Convenio que se reconoció y ratificó en Colombia, adoptado en Washington, Londres y Moscú, el 29 de marzo de 1972, aprobado por el Congreso de la República mediante Ley 1591 del 20 de noviembre de 2012, declarado exequible por la Corte Constitucional mediante Sentencia C- 829 del 13 de noviembre de 2013, y vigente para la República de Colombia desde el 2 de julio de 2014. En este convenio se parametriza o reglamenta la responsabilidad que adquiere cada uno de los Estados de lanzamiento en el momento de realizar un lanzamiento incluyendo dentro de este cualquier tipo de intento de lanzamiento [73,74]. Si en el momento de realizarlo se genera algún daño, entendiéndose por daño *"la pérdida de vidas humanas, las lesiones corporales u otros perjuicios a la salud, así como la perdida de bienes o los perjuicios causados a bienes de Estados o de personas físicas o morales, o de organizaciones internacionales intergubernamentales"* [73,74] cada

Estado de lanzamiento involucrado en el lanzamiento debe hacerse responsable de los daños causados por su objeto espacial en medida de lo que le corresponde.

Dentro del convenio y por lo tanto dentro de la ley 1591 de 2012 se reglamenta también las responsabilidades que adquieren los estados dueños de un objeto espacial que se encuentre fuera de la superficie de la tierra y ocasione daños a otros objetos espaciales o daños en general.

## NORMATIVIDAD POR LA OMM

Organización Meteorológica Mundial (OMM) creada el 23 de marzo de 1950 por la ONU, donde Colombia se adjuntó a partir del 5 de Enero de 1962.

Para la regulación radio sondeos atmosféricos en Colombia está dado por la OMM desde el 5 de Enero de 1962, [75] está se debe cumplir con los requerimientos exigidos por esta organización la cual cuenta con diferente tipo de documentación en la que se regulan y se dan la pautas para la toma de datos meteorológicos, como lo es el manual del Sistema Mundial de Observación –documento 544 de la OMM, que en su parte tres, capítulo dos, enumera los elementos meteorológico que debe medir una estación de cohete meteorológico como lo son, dirección y velocidad del viento, temperatura del aire, radiación solar, variables eléctricas, y elementos químicos menores. [76]

Otro documento emitido por esta organización es la Guía de Instrumentos y Métodos de Observación Meteorológicos, el cual en su parte dos, capítulo seis realiza una profundización en cuanto a mediciones con cohetes en la estratósfera y la mesósfera, además describe los elementos con los que cuentan estos sistemas de medición, como lo son, *“un instrumento lanzado desde un cohete cerca de su altura máxima (apogeo) que desciende luego mediante un dispositivo de deceleración, similar a un paracaídas, y transmite mediciones de la temperatura a tierra, en tanto que el seguimiento por radar de alta precisión del dispositivo proporciona información sobre el viento; un globo inflable en caída libre, denominado “globo de caída” seguido por un radar de gran precisión que proporciona datos sobre la densidad de la atmósfera y el viento; un dispositivo de seguimiento por radar de gran precisión de nubes de dipolos metálicos, que se denomina “cinta” y se lanza cerca del apogeo del cohete, lo que permite determinar solo los vientos.”* [77]

Este capítulo también se centra en la descripción de la medición del viento y temperatura, tipos de sensores que se pueden y deben usar en la recolección de estos datos, los métodos de seguimiento de los sensores, así como también la forma en la que se deben manejar los datos obtenidos. Además este documento

cuenta con ecuaciones que permiten realizar el manejo de los mismos, otras que permiten realizar las correcciones del sensor de temperatura y por ultimo unas que facilitan el cálculo de otras variables aerológicas como la presión, la densidad, velocidad del sonido, conductividad térmica y viscosidad. [77]

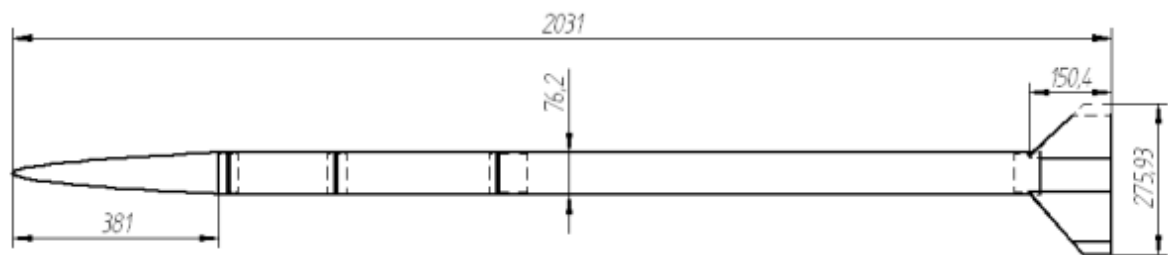
#### 4. CARACTERIZACIÓN COHETE SONDA LIBERTADOR I

Para el desarrollo de esta investigación y/o sistemas se sintetizo los antecedentes relevantes al diseño del cohete sonda Libertador I. El diseño de este cohete está directamente aplicado, al transporte de cargas útiles a orbitas bajas de la tierra, su misión principal es transportar una carga útil de 2 Kg para la toma de datos atmosféricos en las zonas troposférica y estratosférica. Su propulsión está dada por una relación del tipo de propelente de acuerdo a la misión deseada, lo que permite caracterizar el propelente. De igual manera, optimizar procesos de fabricación y establecer sus propiedades termoquímicas.

Para Libertador I se implementa un motor cohete supersónico de propelente solido en barra con una configuración de área de quemado en cigarrillo, el flujo másico de este debe ser constante según las características de diseño, una alternativa para conseguir esta característica es la configuración de estrella, esta genera un control sobre el flujo másico manteniendo la fuerza de empuje del motor cohete constante. [42]

El propelente seleccionado para este cohete según su tipo de misión y diseño fue el propelente solido tipo CANDY de composición 65% Nitrato de Potasio ( $\text{KNO}_3$ ) y 35% Monoanhidradextrosa (DX). La quema de este propelente, genera una cantidad de gases eyectados varia en el tiempo (flujo másico), debido a la geometría y área proyectada de quemado de la barra propelente. A continuación se muestra las dimensiones que tiene el cohete sonda Libertador I.

Imagen 3. Dimensiones del cohete Libertador I en mm.



Fuente: J. O. Murcia, H.D. Cerón-Muñoz, S.A. Gómez, S.N. Pachón. "Diseño Conceptual, Preliminar y análisis de la trayectoria de vuelo de un cohete sonda de propelente sólido para carga útil 2kg" (en línea) [43]

#### 4.1. MODELO DINÁMICO

Conociendo el modelo típico del vuelo de un cohete descrito en el marco conceptual se debe entender que el cohete durante estas fases se encuentra tanto en un sistema de referencia local, como en un su propio sistema de referencia, es decir en el cuerpo. Cuando se habla del sistema de referencia local puede decirse que es el sistema de referencia del planeta y este depende de las coordenadas de latitud  $\Phi$  y longitud  $\lambda$ . A su vez este sistema de referencia se encuentra sobre el radio vector posición  $\vec{r}$  que se genera entre el centro de masas del planeta y el centro de gravedad del cohete. Si se sitúan en el centro de la tierra, los ejes de referencia son XYZ con sus vectores unitarios  $\hat{i}\hat{j}\hat{k}$  el eje x en dirección del radio vector posición, el eje y hacia el este y el eje z apuntando en dirección norte. El ángulo formado entre el eje z y la proyección del vector velocidad  $\vec{V}$  en el plano yz se conoce como el azimut A o rumbo; es la dirección de movimiento del cohete respecto al norte de la Tierra [44]. El ángulo que forman el vector posición con el vector velocidad sobre el eje x se denomina ángulo de trayectoria de vuelo  $\vartheta$

El sistema de referencia no inercial oxyz rota alrededor del sistema de referencia inercial SXYZ con una velocidad angular  $\Omega$  Debido a esto, la velocidad inercial del cuerpo  $\vec{V}_I$  depende de la rotación de la Tierra y de su posición [45]:

$$\vec{V}_I = \vec{V} + \vec{\omega} \times \vec{r} \quad (1)$$

$$\vec{V}_I = \vec{V} + \omega r \cos \phi \hat{j} \quad (2)$$

Derivando la ecuación ( 2 )y reemplazando los términos derivativos de la velocidad angular en la Tierra, se obtiene la aceleración inercial.

$$\vec{a}_I = \frac{d\vec{V}_I}{dt} = \vec{V} + \omega(\dot{r} \cos \phi - r \dot{\phi} \sin \phi) \hat{j} + \omega r \cos \phi (\omega \hat{k} \times \hat{j}) \quad (3)$$

La velocidad no inercial V en las componentes cartesianas del sistema de referencia del vehículo o el sistema oxyz

$$\vec{V} = V[(\cos \vartheta)\hat{i} + (\sin \vartheta \sin A)\hat{j} + (\sin \vartheta \cos A)\hat{k}] \quad (4)$$



En términos del radio y la velocidad angular, se escribe la velocidad de manera:

$$\vec{V} = \dot{r}\hat{i} + \Omega \times (r\hat{i}) \quad (5)$$

El vector velocidad angular se encuentra compuesto dado por ver ecuación ( 6 ) y en términos de latitud y longitud se expresa en la ecuación ( 7 )

$$\Omega = \Omega_x \hat{i} + \Omega_y \hat{j} + \Omega_z \hat{k} \quad (6)$$

$$\Omega = \dot{\lambda} \sin \phi \hat{i} - \dot{\phi} \hat{j} + \dot{\lambda} \cos \phi \hat{k} \quad (7)$$

El segundo término de la ecuación ( 5 ) está dado por :

$$\Omega \times (r\hat{i}) = r\Omega_z \hat{j} + r\Omega_y \hat{k} \quad (8)$$

Si se reemplaza la ecuación anterior en la ecuación ( 5 ) y se iguala con la ecuación ( 4 ) se obtiene que:

$$\dot{r} = V \cos \vartheta \quad (9)$$

$$\Omega_y = -\frac{V \sin \vartheta \cos A}{r} \quad (10)$$

$$\Omega_z = \frac{V \sin \vartheta \sin A}{r} \quad (11)$$

Uniando la ecuación ( 6 ), ecuación( 7 ), ecuación ( 10 ), ecuación ( 11 ), se hallan las derivadas de la latitud y longitud en función del tiempo ecuación ( 12 ) y ecuación ( 13 ) respectivamente

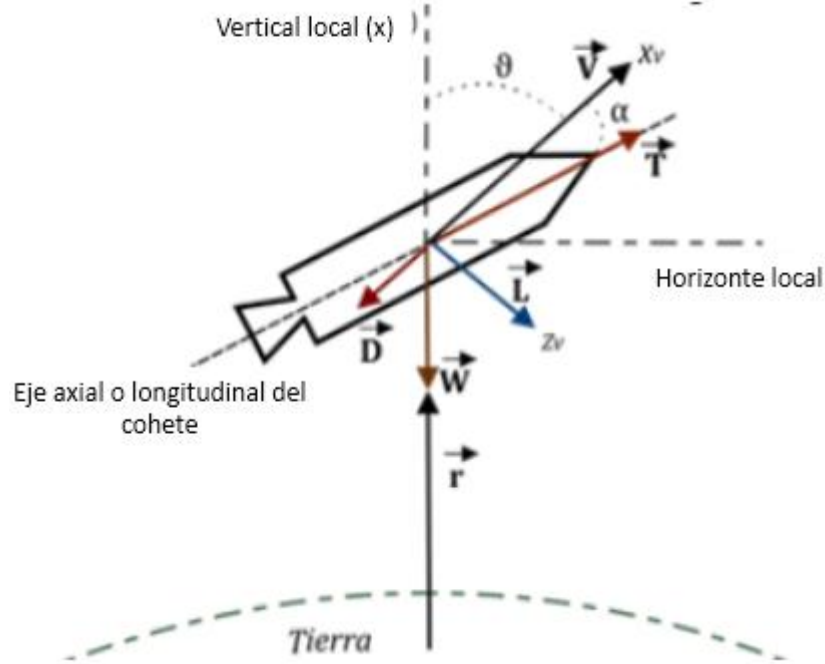
$$\dot{\phi} = \frac{V \sin \vartheta \cos A}{r} \quad (12)$$

$$\dot{\lambda} = \frac{V \sin \vartheta \sin A}{r \cos \phi} \quad (13)$$

Se define ahora un nuevo sistema de referencia, denominado normal-tangencial sobre el vector velocidad del cohete, compuesto por los ejes  $x_v y_v z_v$  donde  $x_v$  apunta

en dirección del vector velocidad y  $z_v$  en dirección de la fuerza de sustentación perpendicular al vector velocidad. De esta manera las fuerzas que se ejercen sobre el plano del cohete se pueden ver en la Imagen 4

Imagen 4 Fuerzas que actúan sobre el cohete



Fuente: Estudio de la trayectoria de un cohete de tres etapas lanzado desde el territorio colombiano [45]

En la siguiente ecuación y partiendo de la imagen anterior se obtienen las fuerzas que actúan sobre un cohete de la siguiente forma:

$$\vec{F} = (\vec{T} \cos \alpha - \vec{D} - \vec{W} \cos \vartheta) x_v + (\vec{T} \sin \alpha - \vec{L} - \vec{W} \sin \vartheta) z_v \quad (14)$$

En la Imagen 4  $\vec{T}$  representa el vector de fuerza de empuje que actúa sobre el eje longitudinal del cohete y  $\vec{W}$  la fuerza de atracción gravitacional.

De la ecuación ( 5 ), realizando la primera derivada del vector velocidad se obtiene que.

$$\dot{\vec{V}} = \dot{r}\hat{i} + \dot{r}(\Omega_z\hat{j} + \Omega_y\hat{k}) + r(\dot{\Omega}_z\hat{j} + \dot{\Omega}_y\hat{k}) + \dot{r}(\vec{\Omega} + \vec{\omega}) \times \hat{i} + r\Omega_z(\vec{\Omega} + \vec{\omega}) \times \hat{j} - r\Omega_y(\vec{\Omega} + \vec{\omega}) \times \hat{k} \quad (15)$$

Los términos  $\vec{\Omega} + \vec{\omega}$  determinan la velocidad angular total del sistema y se encuentran representados por las componentes

$$\vec{\Omega} + \vec{\omega} = (\dot{\lambda} + \omega) \sin \phi \hat{i} - \dot{\phi} \hat{j} + (\dot{\lambda} + \omega) \cos \phi \hat{k} \quad (16)$$

El término de la derecha de la ecuación ( 3 ) se define como:

$$\omega r \cos \phi (\omega \hat{k} \times \hat{j}) = \omega r (\dot{\lambda} + \omega) \cos \phi (\sin \phi \hat{i} - \cos \phi \hat{i}) \quad (17)$$

La aceleración inercial se obtiene al reemplazar los términos de la ecuación( 15 ), ecuación ( 16 ), ecuación ( 17 ), en la ecuación ( 5 ) dando como resultado las componentes de la aceleración inercial total:

$$\begin{aligned} \vec{a}_I = & [\ddot{r} - r\dot{\phi}^2 - r(\dot{\lambda} + \omega)^2 \cos^2 \phi] \hat{i} \\ & + [r\ddot{\lambda} \cos \phi + 2\dot{r}(\dot{\lambda} + \omega) \cos \phi - 2r\dot{\phi}(\dot{\lambda} + \omega) \sin \phi] \hat{j} \\ & + [r\ddot{\phi} + 2\dot{r}\dot{\phi} + r(\ddot{\lambda} + \ddot{\omega})^2 \cos \phi \sin \phi] \hat{k} \end{aligned} \quad (18)$$

Reemplazando los términos de las segundas derivadas de  $\ddot{r}, \ddot{\phi}$  y  $\ddot{\lambda}$  que se obtienen al derivar la ecuación ( 9 ), ecuación ( 12 ), y ecuación ( 13 ), en la ecuación ( 18 ) y descomponiéndolo en el sistema cartesiano por sus vectores unitarios, se obtienen las ecuaciones para la aceleración inercial en cada uno de los ejes

$$a_x = \ddot{\vartheta} - V\dot{\vartheta} - \frac{V^2}{r} \sin \vartheta - 2\omega V \sin \vartheta \sin A \cos \phi - r\omega^2 \cos^2 \phi \quad (19)$$

$$\begin{aligned} a_y = & \dot{V} \sin \vartheta \sin A + V(\dot{A} \cos A \sin \vartheta \\ & + \dot{\vartheta} \sin A \cos \vartheta) \\ & + 2\omega V (\cos \vartheta \cos \phi \\ & - \cos A \sin \vartheta \sin \phi) \\ & + \frac{V^2}{r} \sin \vartheta \sin A (\cos \vartheta - \sin \vartheta \cos A \tan \phi) \end{aligned} \quad (20)$$

$$\begin{aligned} a_z = & \dot{V} \sin \vartheta \cos A + V(\dot{\vartheta} \cos A \cos \vartheta \\ & - \dot{A} \sin A \sin \vartheta) \\ & + r\omega^2 \cos \phi \sin \phi + 2\omega V \sin \vartheta \sin A \\ & + \frac{V^2}{r} \sin \vartheta (\cos \vartheta \cos A + \sin \vartheta \sin^2 A \tan \phi) \end{aligned} \quad (21)$$

Se procede a realizar una transformación de coordenadas entre el sistema de referencia local, anteriormente mencionado, al sistema de referencia del cohete mediante una rotación sobre los ejes  $oxyz$  a los ejes  $x_v y_v z_v$  del sistema de referencia del cohete, con los ángulos  $\vartheta$  y  $A$ , como se observa en la siguiente matriz

$$\begin{pmatrix} a_{xv} \\ a_{yv} \\ a_{zv} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos \vartheta & \sin \vartheta \sin A & \sin \vartheta \cos A \\ 0 & \cos A & -\sin A \\ -\sin \vartheta & \cos \vartheta \sin A & \cos \vartheta \cos A \end{pmatrix} \begin{pmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{pmatrix} \quad (22)$$

Resultando las componentes de la aceleración en el sistema de referencia del cohete en sus respectivos vectores unitarios

$$a_{xv} = \dot{V} + r\omega^2 \cos \phi (\cos A \sin \vartheta \sin \phi - \cos \vartheta \cos \phi) \quad (23)$$

$$\begin{aligned} a_{yv} &= V\dot{A} \sin \vartheta - r\omega^2 \cos \phi \sin \phi \sin A \\ &\quad - \frac{V^2}{r} \sin^2 \vartheta \sin A \tan \phi + 2\omega V (\cos A \cos \vartheta \cos \phi - \sin \vartheta \sin \phi) \end{aligned} \quad (24)$$

$$\begin{aligned} a_{zv} &= 2\omega V \cos \vartheta \sin A + \frac{V^2}{r} \sin \vartheta \\ &\quad + V\vartheta \dot{r}\omega^2 \cos \phi (\cos \vartheta \cos A \sin \phi + \sin \vartheta \cos \phi) \end{aligned} \quad (25)$$

Finalmente se iguala la ecuación( 14 ) con ecuación( 23 ), ecuación( 24 ) y la ecuación( 25 ); despejando los términos de las derivadas de  $\vartheta, V, \dot{r}$  y  $\dot{A}$  da como resultado las ecuaciones de movimiento:

$$\begin{aligned} \dot{V} &= \frac{T \cos \alpha}{m} - \frac{D - W_\phi \cos \vartheta}{m} + \frac{W_\phi \sin \vartheta \cos A}{m} \\ &\quad - \omega^2 r \cos \phi (\sin \phi \sin \vartheta \cos A - \cos \phi \cos \vartheta) \end{aligned} \quad (26)$$

$$\begin{aligned} \dot{A} &= \frac{\omega^2 r \sin A \sin \phi \cos \phi}{V \sin \vartheta} + \frac{V}{r} \sin \vartheta \sin A \tan \phi - \frac{W_\phi \sin A}{mV} \\ &\quad - \frac{2\omega}{\sin \vartheta} (\cos \phi \cos \vartheta \cos A - \sin \phi \sin \vartheta) \end{aligned} \quad (27)$$

$$\begin{aligned} \dot{\vartheta} = & \frac{T \sin \alpha}{mV} + \frac{L}{mV} + \frac{W_r \sin \vartheta}{mV} - 2\omega \sin A \cos \phi + \frac{W_\phi \cos \vartheta \cos A}{mV} \\ & - \frac{V}{r} \sin \vartheta - \frac{\omega^2 r \cos \phi}{V} (\sin \phi \cos \vartheta \cos A + \cos \phi \sin \vartheta) \end{aligned} \quad (28)$$

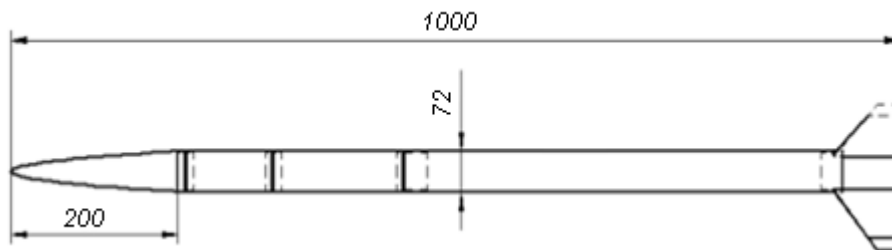
## 5. CARACTERLIZACION LIBERTADOR I ESCALA 2:1

La construcción y diseño de este cohete está dirigido directamente a la misión del cohete sonda Libertador I, por lo que el transporte de carga útil y la inclusión de los sistemas desarrollados para este incluye su implementación para el cohete a escala, adicional a ello se realiza la toma de datos atmosféricos para saber las condiciones a las que está sometido el cohete como la interacción de los sistemas en condiciones de vuelo.

Para cumplir la misión principal de este cohete a escala, se debe hacer recuperable así mismo, se parte de las características que tiene un cohete durante su trayectoria de vuelo, seguimiento que se puede realizar por medio de dispositivos electrónicos tales como radares, giróscopos, acelerómetros, sistemas inerciales, GPS, sistemas de telemetría entre otros. En la implementación y desarrollo de este cohete que maneja bajas alturas y velocidades, para el diseño del sistema en general se toma como referencia el cuerpo del cohete, sabiendo cuál es su posición de lanzamiento y trayectoria de vuelo de acuerdo a su centro de gravedad y a su centro de presiones.

El sistema de propulsión de este cohete a escala está dado por las dimensiones de diseño. El propelente utilizado en este se mantiene con respecto al cohete real a fin de realizar un seguimiento mediante la observación del mismo. Para la implementación de los sistemas se realiza el mismo seguimiento a través de pruebas y análisis posteriores a los lanzamientos esperando que su comportamiento sea el deseado dadas a las variables planteadas. A continuación se muestra la Imagen 5 con las dimensiones que tiene el cohete Libertador I a escala 2:1.

Imagen 5 Dimensiones del cohete Libertador I 2:1 en mm



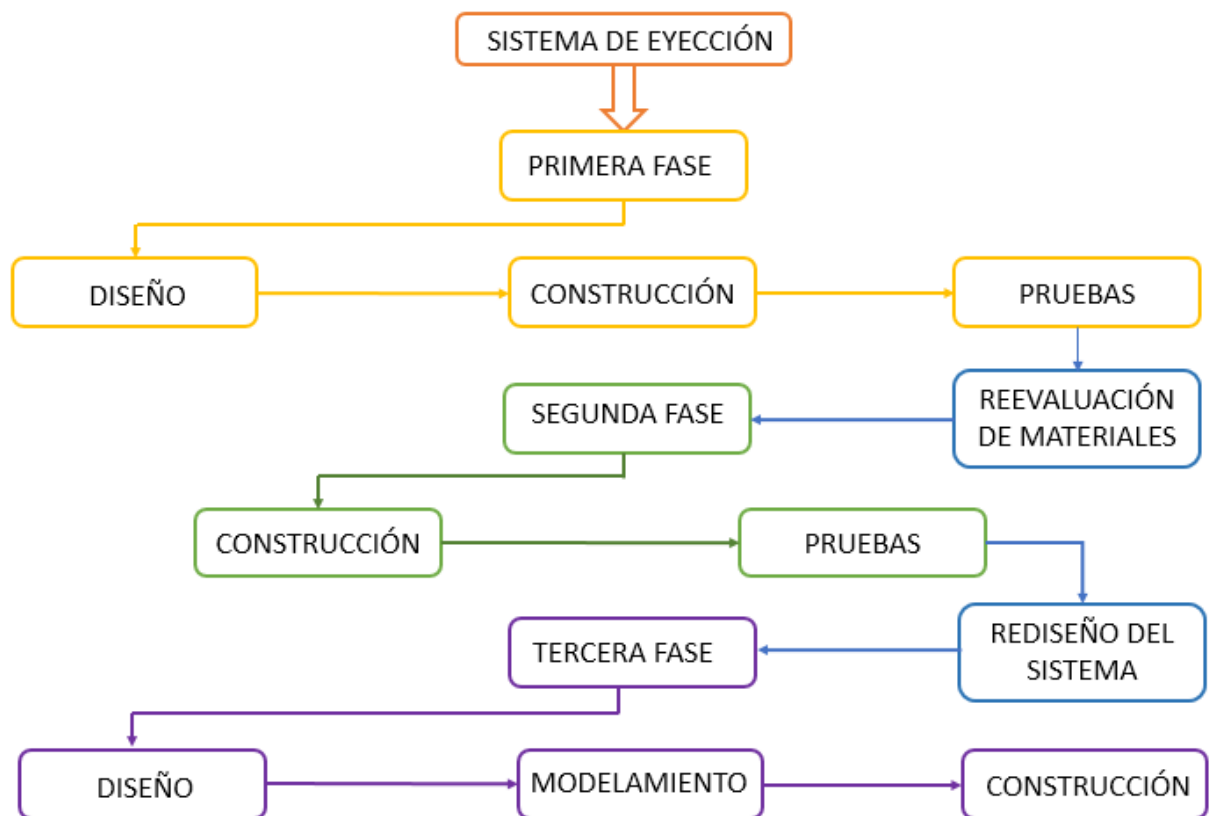
Fuente: autores

## 6. SISTEMA DE EYECCIÓN

El sistema de eyección es el encargado de generar la fuerza que permita expulsión del paracaídas y la ojiva, estos sistemas están diseñados para funcionar por medio de aire comprimido como el implementado por los alemanes en 1943 en el He-219, por resortes como lo es el sistema ideado por Martin Baker [46], o con propelente, esta técnica es mayormente usada en sistemas de eyección de asientos como en el proyecto Géminis de la nasa [47], los aviones caza entre otros.

Por esta razón para el diseño inicial del sistema de expulsión del paracaídas para el cohete Libertador I escala 1:2 se decidió inicialmente usar una carga pirotécnica que permitiera generar la presión necesaria para realizar la eyección de la ojiva y el paracaídas. En la siguiente imagen se pueden observar las fases de diseño por las que paso el sistema de eyección desde la inicial hasta el sistema final.

Imagen 6. Fases de diseño del sistema de eyección



Fuente: Autores.

## 6.1. PRIMERA FASE: SISTEMA DE EYECCIÓN PISTON DE MADERA

Para el desarrollo de esta primera fase se inicia con un diseño conceptual, posteriormente se hace la selección de materiales, construcción y finalmente se realizan las pruebas necesarias para verificar su funcionamiento

### 6.1.1. Diseño conceptual.

Para realizar el diseño conceptual del sistema de eyección se debe tener en cuenta principalmente el peso del paracaídas y de la ojiva, y de esta forma calcular la fuerza mínima necesaria que debe tener el sistema para cumplir con su función. Esta fuerza fue calculada por medio de la segunda ley de Newton.

$$F = m * a \quad ( 29 )$$

Donde  $F$  sería la fuerza o peso del paracaídas y la ojiva,  $m$  es la masa total es decir la suma de la masa del paracaídas y de la ojiva, y  $a$  es la aceleración, en este caso es la gravedad. Por lo tanto, tenemos que:

$$m_{total} = 0,142kg + 0,8kg = 0,942kg$$

$$F = 0,942kg * 9,81 \frac{m}{s^2} = 9,241 N$$

Obtenida la fuerza mínima necesaria que es de 9,241 N se debe en cuenta que para hacer el sistema confiable esta fuerza se debe multiplicar por un margen de seguridad el cual se tomará de 3 para este caso.

$$F_{total} = (3 * 9,241N) = 27,723N$$

Esta fuerza es generada por una presión de gases proveniente del propelente por lo tanto se debe calcular la presión necesaria para obtener la fuerza total. Sabiendo que.

$$P = \frac{F}{A} \quad ( 30 )$$



Donde  $P$  es la presión necesaria para que el sistema funcione,  $F$  es la fuerza calculada con la ecuación ( 29 ) y  $A$  es el área del cilindro por lo tanto es necesario usar la siguiente ecuación.

$$A = 2\pi r^2 + 2\pi r h \quad ( 31 )$$

Donde  $r$  es el radio del cilindro y  $h$  la altura del mismo.

$$A = 2\pi(5 \times 10^{-3})^2 + 2\pi(5 \times 10^{-3}) + 0,03 = 0,0616 m^2$$

Se reemplaza el área en la ecuación ( 30 )

$$P = \frac{27,723 N}{0,0616 m} = 450,24 Pa$$

Conociendo este valor se procede a calcular la masa del propelente que se encontrara en la cámara de combustión del sistema de eyección para poder conocer esta masa antes se debe calcular el volumen ( $v$ ) sabiendo las dimensiones de la cámara

$$V = \pi r^2 * h \quad ( 32 )$$

Sabiendo que el radio del cilindro es de  $5 \times 10^{-3} m$  y la altura del mismo es de  $0,03 m$  despejando estos valores en la ecuación anterior se obtiene que.

$$V = \pi(5 \times 10^{-3})^2 * (0,03) = 2,3562 \times 10^{-6} m^3$$

Ya hallado el volumen de la cámara y conociendo la densidad ( $\rho$ ) del gas del propelente que es de  $1600 \text{ kg/m}^3$  se realiza el cálculo de la masa del propelente que se encontrara en la cámara de combustión por medio del despeje de la siguiente ecuación.

$$\rho = \frac{m}{v} \quad ( 33 )$$

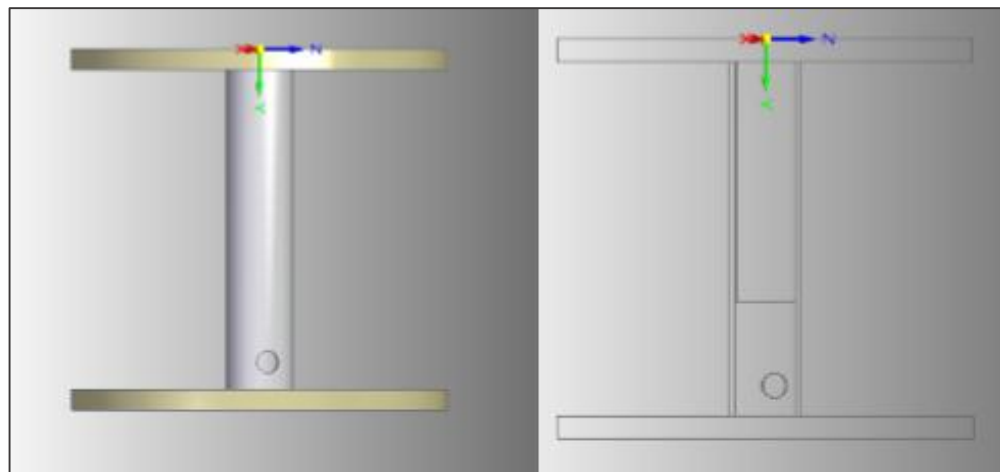
$$m = 1600 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} * 2,3562 \times 10^{-6} m^3 = 3,77 \times 10^{-3} kg$$

Conociendo estos datos finalmente se realiza un sistema de pistón que estará compuesto por un tubo hueco unido a dos bases y un pistón unido a otra base, este es el encargado de mover la ojiva y el paracaídas

### 6.1.2. Caracterización de materiales.

Este sistema está construido como se describió anteriormente por dos bases de madera de 68 mm de diámetro una unida a un tubo hueco de aluminio, donde se agrega una medida exacta de propelente que es el encargado de generar la presión dentro del tubo para expulsar el pistón hecho en balsa, que se encuentra unido a la otra base de madera. Para activar el propelente se usa un ignitor hecho en un hilo de ferroníquel a la cual se le conecta una fuente de poder, y se activa con aproximadamente un 1 A, y por medio de un orificio hecho en el tubo de aluminio se hace que este ignitor tenga contacto con el propelente. El modelado del sistema se puede observar en la siguiente imagen.

Imagen 7. Modelado en *Solid Edge* del sistema de eyección a pistón



Fuente: Autores

Los planos de cada componente y del ensamble se pueden observar en el Anexo D, el Anexo E, y el Anexo F.

Cada uno de los materiales usados para el diseño del sistema se describe continuación.

#### 6.1.2.1. Aluminio

El aluminio es un metal que reúne una serie de propiedades mecánicas excelentes dentro del grupo de los metales no férreos, de ahí su elevado uso en la industria y en la vida cotidiana pero rara vez se emplea solo, sino formando parte de aleaciones que mejoran sus propiedades mecánicas. Dentro de estas propiedades se encuentran alta resistencia mecánica, buena maleabilidad, resistencia a la

corrosión, baja densidad por lo tanto bajo peso, buena conductividad térmica y eléctrica entre otras [48] [49]

En la Tabla 1 se pueden observar las principales características del aluminio.

Tabla 1. Propiedades del Aluminio

Nombre propiedad	Valor del Aluminio
Nº atómico	13
Valencia	3
Electronegatividad	1,5
Masa atómica (g/mol)	26,9815
Densidad	2,7
Punto de ebullición (°C)	2467
Punto de fusión (°C)	660
Estado de la oxidación	3
Calor de fusión	10,79kJ/mol
Módulo elástico: bulto	76 GPa
Módulo elástico: rigidez	26 GPa
Módulo elástico Young	70 GPa
Calor específico	0,9J/gk
Presión del vapor	2,4E-06Pa a 660.25°C
Conductividad eléctrica	0,377 10 <sup>6</sup> /cm
Conductividad termal	2,37 W/cmK

Fuente: El aluminio, en línea. [50]

#### 6.1.2.2. Madera

Como la madera no es un material homogéneo, sino un material muy diferente según el plano o la dirección que se analice se puede decir que las características de la madera varían según las diferentes especies, por su constitución anatómica, el desarrollo y la sección del árbol de la cual se extrajo. [51] [52]

Entre las propiedades principales de la madera encontramos: una gran resistencia, dureza, rigidez y densidad, además posee otras ventajas como su docilidad de labra, su escasa densidad, su belleza, su calidad, su resistencia mecánica y propiedades térmicas y acústicas. La densidad tiene relación con algunas propiedades mecánicas, es decir cuanto más densa es la madera más resistente y dura. [53]. En este caso se usa balsa y triplex.

### 6.1.2.3. Balso

El balso es una madera con características que lo hacen un material manejable, su principal propiedad es la relación que existe entre su peso extremadamente liviano y su alta resistencia y estabilidad, pero también tiene propiedades como ser un buen aislante acústico, eléctrico, térmico y vibrático, entre otras, que lo convierte en un elemento con múltiples aplicaciones.

En la Tabla 2, y en la Tabla 3 se pueden observar las propiedades físicas y mecánicas del balso respectivamente.

Tabla 2. Propiedades físicas del balso

Densidad (gr/cm <sup>3</sup> )	verde	seco al aire	Básica
	0,34	0,16	0,12
Contracción normal %	tangencial	radial	relación T/R
	4,27	1,69	2,56

Fuente: Ficha técnica N°5 Balso (en línea) [54]

Tabla 3. Propiedades mecánicas del balso

Flexión Estática	ELP	120,7	Kg/cm <sup>2</sup>
	MOR	213,5	Kg/cm <sup>2</sup>
	MOE	43,7	ton/cm <sup>2</sup>
Compresión Paralela	ELP	101,5	Kg/cm <sup>2</sup>
	MOR	133,7	Kg/cm <sup>2</sup>
	MOE	53,7	Ton/cm <sup>2</sup>
Compresión Perpendicular	ELP	8,5	Kg/cm <sup>2</sup>
	MOE	1,75	Ton/cm <sup>2</sup>
Dureza	lados	267	Kg
	Extremos	417	Kg

**ELP:** Esfuerzo en el límite proporcional **MOR:** Modulo de ruptura

**ER:** esfuerzo de ruptura  
elasticidad

**MOE:** Módulo de

Fuente: Ficha técnica N°5 Balso (en línea) [54]

#### 6.1.2.4. Madera Triplex

También conocido como multi-laminado, "*plywood*" o triplay, es un tablero elaborado con finas chapas de madera pegadas con las fibras transversalmente una sobre la otra con resinas sintéticas o fenólicas mediante fuentes de presión y calor. Esta técnica mejora notablemente la estabilidad dimensional del tablero con respecto de madera maciza. [53] Generalmente se usa un número impar de hojas de madera uniéndolas de tal forma que queden en un ángulo de 90° entre sí. Este tipo de madera se conoce como un compuesto laminar. [55]

Casi todas las propiedades de la madera difieren en las tres direcciones básicas de anatomía de la madera (axial, radial, tangencial).

La dirección axial es la dirección de crecimiento del árbol (dirección de las fibras). La radial es perpendicular a la axial, es la dirección de los radios y corta al eje del árbol. La dirección tangencial es paralela a la radial, en la dirección de la fibra. En la Tabla 4 se pueden observar las propiedades del triplex.

Tabla 4 Propiedades del triplex

MOR L (paralelo al grano )	2000	psi
MOR X ( a través del grano)	5000	psi
MOE L	300	psi
MOE X	920	psi
<b>MOR:</b> Modulo de ruptura <b>MOE:</b> Módulo de elasticidad		

Fuente: American National Standard for Engineered Wood Flooring [56]

#### 6.1.2.5. Barniz Poliuretano

El barniz de poliuretano es un elemento que se usa para la protección de la madera ya que da transparencia, brillo y resistencia al rayado y solidez.

En la Tabla 5 se evidencian las principales propiedades del barniz de poliuretano.

Tabla 5 Propiedades del Barniz de poliuretano.

Densidad	1.10 ± 0.05 g/cm <sup>3</sup> (mezcla)
Viscosidad	100 - 150 s (Copa FORD #4)
adherencia	100%
resistencia a corrosión	Excelente
resistencia a temperatura	80 °C

Fuente: POLYNER® 1600 [57]

### 6.1.3. Construcción

La construcción se inicia con las bases hechas en triplex de 3mm con un círculo de 67 mm de diámetro y un orificio interior de 10 mm aproximadamente como el que se observa en la Imagen 8 , orificio que permite unir el pistón de madera y el tubo de aluminio.

Imagen 8 base del pistón de madera



Fuente: autores.

El siguiente elemento que se usó fue un palo de balsa de 40 mm de largo y de 10 mm de diámetro como el que se muestra en la Imagen 9

Imagen 9 Pistón de madera.



Fuente: autores.

Posteriormente se usó un barniz de poliuretano para aumentar la resistencia a la temperatura del pistón de madera se aplicó una capa de barniz como el que se ve en la siguiente imagen y se dejó secar.

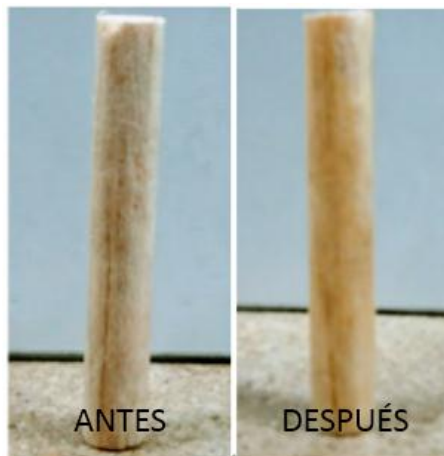
Imagen 10 Barniz de poliuretano



Fuente: autores.

En la Imagen 11 se puede observar la comparación del pistón sin y con el barniz de la Imagen 9.

Imagen 11. Pistón antes y después del barniz



Fuente: autores.

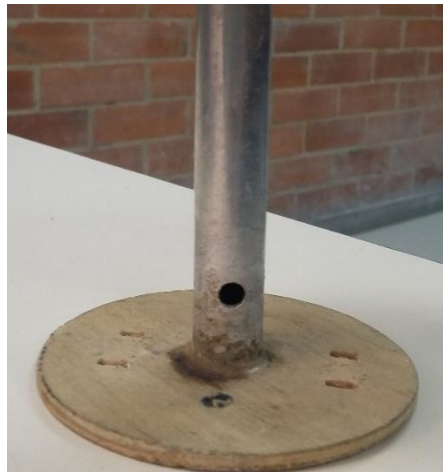
Luego de tener todos los elementos se procedió a ensamblar y pegar los dos componentes y dejarlos secar. En la Imagen 12 y en la Imagen 13 se pueden observar respectivamente el pistón y la sección de combustión ensamblados

Imagen 12. Pistón ensamblado



Fuente: autores.

Imagen 13. Sección de combustión



Fuente: autores.

Finalmente se tiene el sistema de eyección pistón de madera completo con el orificio que permite introducir el ignitor. Como se ve en la Imagen 14



Imagen 14. Sistema de eyección pistón de madera



Fuente: autores.

#### 6.1.4. Pruebas de funcionamiento del sistema de eyección a pistón de madera

Para analizar el funcionamiento del sistema de eyección se realizaron pruebas conociendo la cantidad de propelente necesario para generar el empuje que permite expulsar el paracaídas. Las pruebas se realizaron usando una fuente como la que se muestra en la Imagen 15, que genera la corriente necesaria para activar el propelente, y un ignitor como el que se presenta en la Imagen 16 que permite la conducción de corriente y activa el propelente que podemos observar en la Imagen 17. Durante estas pruebas se evidencia el comportamiento del sistema sin el peso del paracaídas ni la ojiva.

Imagen 15. Fuente de poder usada para las pruebas.



Fuente: autores.

La fuente debe enviar una señal de 1 A que es la corriente necesaria para lograr la activación de la cantidad de propelente usado por medio del ignitor de ferróníquel.

Imagen 16. Ignitor de Ferroníquel



Fuente: autores.

Este material se usó para el ignitor debido a que tienen baja resistividad es decir es buen conductor de corriente [58].

Imagen 17. Propelente polvo de ángel



Fuente: autores.

Las pruebas se hicieron conectando el alambre de ferroníquel a la fuente por medio de unos cables banana caimán, e ingresando el ignitor por el orificio presente en el tubo de aluminio del sistema que contiene el polvo de ángel y de esta forma el alambre entra en contacto con el propelente como se puede observar en la Imagen 17, posteriormente se fue variando la corriente que se le aplicaba al sistema hasta que se activara el polo de ángel, generara la presión necesaria y expulsara el pistón.

Imagen 18 prueba del sistema.



Fuente: autores.

#### 6.1.5. Fallas del sistema de eyección a pistón de madera

Durante las primeras pruebas de este sistema se observa que existe una gran pérdida de presión por el orificio donde se introduce el ignitor lo que genera que el sistema no funcione de forma confiable y el pistón no logre un empuje suficiente, para solucionar este inconveniente se procede a cubrir el orificio del tubo de aluminio donde se pone el ignitor con una lámina delgada de aluminio como se observa en la Imagen 19 y de esta forma reducir de manera considerable la pérdida de presión.

Imagen 19. Sistema con la lámina



Fuente: autores.

Con la solución pensada para lograr controlar la pérdida de presión se procede a realizar una segunda fase de pruebas. Durante esta fase se sigue presentando pero en menor grado una pérdida de presión lo que genero el empuje para que el pistón

sea expulsado, no obstante durante el desarrollo de las pruebas surgió otro inconveniente ya que por la temperatura que alcanza el sistema por la quema del propelente el pistón aunque estuviera recubierto por un barniz resistente a temperatura fue quemado como se ve en la Imagen 20. Hecho que llevo a plantear un rediseño en cuanto a los materiales que tiene el sistema, manteniendo el mismo mecanismo básico de un pistón, expulsado con propelente polvo de ángel.

Imagen 20. Falla en el pistón

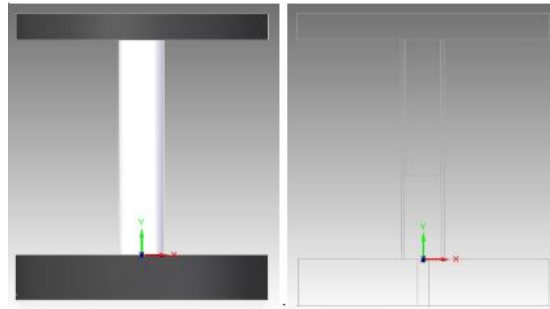


Fuente: autores.

## 6.2. SEGUNDA FASE: SISTEMA DE EYECCIÓN A PISTÓN DE ALUMINIO

Este sistema está conformado por una base hecha por dos capas de fibra de carbono a 45°, con un alma de poliuretano de 10 mm de ancho, y un agujero en la cara inferior de la base con un diámetro de 2 mm, por el cual se ingresa el ignitor y un tubo hueco de aluminio de 60 mm de alto (de las mismas características que el anterior sistema). El pistón está hecho por una varilla de aluminio lisa sólida, de unos 70 mm de alto con cabeza hecha por dos capas de fibra de carbono y un alma de poliuretano igual que la base del mismo. En la siguiente imagen se puede observar el modelado en el software *Solid Edge* del sistema.

Imagen 21 Modelado del sistema de eyección de fibra a pistón de aluminio



Fuente: Autores.

Los planos de cada uno de los componentes de este sistema se pueden ver en el Anexo G, el Anexo H, y el Anexo F

#### 6.2.1. Caracterización de materiales.

##### 6.2.1.1. Fibra de carbono

La fibra de carbono es un material compuesto, hecho a partir de la fibra industrial poliacrilonitrilo; que por medio del proceso de pirolisis se obtiene un 90% de átomos de carbono, generando una serie de filamentos desde 50 a 10 micras de diámetro. La fibra de carbono tiene gran aplicación en la industria ya que presenta grandes características, como su elevada resistencia específica, amortiguación de vibraciones, fuerza, tenacidad, ligero peso, alta resistencia térmica, entre otros. [59] Para la elaboración del sistema se utiliza la fibra de carbono de la fábrica HexForce™, con el estilo 282 que presenta las siguientes características:

Tabla 6 Características de la fibra de Carbono

Descripción del producto	Carbono
Tejido	282
Estilo de tejido	Plano
Módulo de tracción	33 MSI
Anchura del tejido	3K
Peso de la tela, seco	197 g/m <sup>2</sup>
Espesor de la tela	0.26 mm
Cuenta de relleno	127in
MSI, milésima de pulgada cuadrada	

Fuente: Ficha técnica. Fibra de Carbono [59]

#### 6.2.1.2. Last-a-foam

El *Last-a-foam* es una espuma rígida de poliuretano de células cerradas, libre de CFC, usualmente utilizada para construcción de moldes tipo sándwich-núcleo, o para moldes regulares, capaces de modelarse por medio de mecanizados cnc y herramientas de carpintería común. La versatilidad y grandes beneficios que posee esta espuma permite que no se ve afectado por el agua, los combustibles, y la mayoría de disolventes, como la aplicación de varios tipos de pegantes en el mercado se puede conseguir de 3 a 40 libras por pie cubico

El *last a foam* se corta y forma fácilmente con herramientas de carpintería común, y se une a sí mismo con ayuda de materiales adhesivos de epoxi, poliéster o tipo uretano.

A continuación se presentan las principales características del *last a foam*.

Tabla 7. Características del *Last-a-foam*

Rango de temperatura	-195°C a +121°C
Coeficiente de expansión térmica lineal:	~34 x 10 <sup>-6</sup> in/in/°F con un rango de 75°F to +250°F
Contenido de células cerradas:	95% @ 3 lbs/ft <sup>3</sup>
Dureza, Shore-D	5.7 @ 3 lbs/ft <sup>3</sup>
Absorción de agua:	0.02 lbs/ft <sup>2</sup> @ 3 lbs/ft <sup>3</sup>
Constante dieléctrica (1,0 MHz):	1.05 @ 3 lbs/ft <sup>3</sup> to 1.40 @ 20 lbs/ft <sup>3</sup>

Fuente: Ficha técnica. *Last-a-foam* [60]

#### 6.2.1.3. Propelente KNDX

El propelente KNDX es una mezcla de nitrato de potasio y dextrosa que mediante el proceso de fundición de calor se obtiene el propulsor para cohetes. Esta mezcla deriva de la KN-sacarosa, la sacarosa es un carbohidrato que se encuentra como fuente primaria de energía de los alimentos, es decir está hecha “a base de azúcar” de aquí proviene la investigación e implementación de la dextrosa o D-glucosa como un tipo de azúcar natural, que tiene un mejor comportamiento que al de la sacarosa.

La fórmula química de la dextrosa es C<sub>6</sub>H<sub>12</sub>O<sub>6</sub> y la de la sacarosa C<sub>12</sub>H<sub>22</sub>O<sub>11</sub>, por lo que se puede evidenciar que la molécula de dextrosa es mucho más pequeña que la de sacarosa, su punto de fusión es más bajo y tiene menor tendencia a descomponerse tras el calentamiento

La fórmula química que se muestra a continuación:

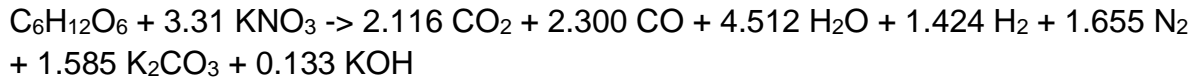


Tabla 8. Características del KNDX

Impulso específico, ideal	164S
característica de velocidad de escape, teórico	912 m/s
temperatura de combustión, teórico @ 1000 psia	1437 °C
Densidad, ideal	1,879 g/cm <sup>3</sup>
Velocidad de combustión @ 1 atm.	0,084 in/s
Temperatura de ignición espontánea	>300 °C

Fuente: Richard Nakka's Experimental Rocketry (en línea) [61]

#### 6.2.2. Análisis de tensiones y deformaciones en la fibra de carbono

Para iniciar con el análisis del cálculo de las deformaciones se deben determinar las propiedades elásticas de la lámina ortotrópica.

$E_{11}$ = módulo de elasticidad en la dirección longitudinal

$E_{22}$ = módulo de elasticidad en la dirección transversal

$G_{12}$ = módulo de cizallamiento longitudinal paralelo al plano

$\nu_{12}$ = Coeficiente de Poisson

En la siguiente tabla se presentan los valores de módulo de elasticidad y el coeficiente de Poisson a temperatura ambiente para varios compuestos utilizados en ingeniería

Tabla 9 valores de módulo de elasticidad y el coeficiente de Poisson a temperatura ambiente para varios compuestos utilizados en ingeniería.

Material	Módulo de elasticidad		Coeficiente de Poisson
	GPa	106psi	
Materiales compuestos			
Fibras de aramida con matriz epoxi:			0,34
Longitudinal:	76	11	-
Transversal:	5,5	0,8	-
Fibras de carbono de alto módulo matriz con epoxi:			0,25
Longitudinal:	220	32	-
Transversal:	6,9	1,0	-
Fibras de vidrio con matriz epoxi:			0,19
Longitudinal:	45	6,5	-
Transversal:	12	1,8	-

Fuente: Materiales compuestos (en línea) [62]

Debido a que el material que se está trabajando es la fibra de carbono tenemos que:

$$E_{11}= 220 \text{ GPa}$$

$$E_{22}= 6,9 \text{ GPa}$$

$$\nu_{12}=0,25$$

Tabla 10. Propiedades de la fibra de carbono

Propiedades para Carbono/ <i>Epoxy</i> Plancha		
Propiedad		valor
Módulo de Cizalla - en-plano	GPa	5
Resistencia a la Cizalla - en-plano	MPa	90
Resistencia a la Compresión – Longitudinal	MPa	570
Resistencia a la Compresión – Transversal	MPa	570

Fuente: Carbono/*Epoxy* [63]



De la Tabla 10 se obtiene el módulo de cizallamiento longitudinal paralelo al plano que es:

$$G_{12} = 5 \text{ GPa}$$

Conociendo estos valores se debe proceder a calcular la matriz de rigidez reducida de una lámina en relación al sistema local de referencia.

$$[Q]_{local} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 \\ Q_{21} & Q_{22} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix} \quad (34)$$

Conociendo la estructura de la matriz se procede a calcular cada término que compone la matriz

$$Q_{11} = \frac{E_{11}}{1 - \nu_{12}\nu_{21}} = \frac{E_{11}^2}{E_{11} - \nu_{11}^2 E_{22}} \quad (35)$$

$$Q_{22} = \frac{E_{22}}{1 - \nu_{12}\nu_{21}} = \frac{E_{11}E_{22}}{E_{11} - \nu_{11}^2 E_{22}} \quad (36)$$

$$Q_{66} = G_{12} \quad (37)$$

$$Q_{12} = Q_{21} = \frac{\nu_{12}E_{22}}{1 - \nu_{12}\nu_{21}} = \frac{\nu_{12}E_{11}E_{22}}{E_{11} - \nu_{11}^2 E_{22}} \quad (38)$$

Teniendo la matriz anterior se debe proceder a calcular la matriz de rigidez reducida transformada de una lámina en relación al sistema global de coordenadas.

$$[\bar{Q}]_k = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix} \quad (39)$$

Teniendo la estructura de la matriz global se procede a encontrar cada término que la compone.

$$\bar{Q}_{11} = Q_{11}m^4 + 2m^2n^2(Q_{12} + 2Q_{66}) + Q_{22}n^4 \quad (40)$$

$$\bar{Q}_{12} = (Q_{11} + Q_{22} - 4Q_{66})n^2m^2 + Q_{12}(n^4 + m^4) \quad (41)$$

$$\bar{Q}_{22} = Q_{11}n^4 + 2(Q_{12} + 2Q_{66})n^2m^2 + Q_{22}m^4 \quad (42)$$

$$\bar{Q}_{16} = (Q_{11} - Q_{12})n^3m + (Q_{12} - Q_{22})n^3m - 2mn(m^2 - n^2)Q_{66} \quad (43)$$

$$\bar{Q}_{26} = (Q_{11} - Q_{12})n^3m + (Q_{12} - Q_{22})m^3n + 2mn(m^2 - n^2)Q_{66} \quad (44)$$

$$\bar{Q}_{66} = (Q_{11} + Q_{22} - 2Q_{12} - 2Q_{66})n^2m^2 + Q_{66}(n^4 + m^4) \quad (45)$$

Teniendo la matriz de rigidez global se procede a calcular las sub matrices A, B y D de rigidez del laminado en relación a el sistema global de coordenadas

$$[A] = \sum_{k=1}^n [\bar{Q}_k] (h_k - h_{k-1}) \quad (46)$$

$$[B] = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^n [\bar{Q}_k] (h_k^2 - h_{k-1}^2) \quad (47)$$

$$[D] = \frac{1}{3} \sum_{k=1}^n [\bar{Q}_k] (h_k^3 - h_{k-1}^3) \quad (48)$$

Después de calcular las sub matices se procede a calcular las deformaciones en el plano medio y las curvaturas en relación al sistema global de coordenadas

$$\begin{bmatrix} [\varepsilon_0] \\ [k] \end{bmatrix}_{global} = \begin{bmatrix} [A'] & [B'] \\ [C'] & [D'] \end{bmatrix} \begin{bmatrix} [N] \\ [M] \end{bmatrix} \quad (49)$$

Teniendo las deformaciones en el plano medio se procede a calcular las tensiones que actúan en cada lamina k en relación al sistema global

$$[\sigma]_{Global}^k = [\bar{Q}]_{global}^k [[\varepsilon_0]_{global} + z[k]_{global}] \quad (50)$$

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_{12} \end{bmatrix}_{local} = [T] \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_{xy} \end{bmatrix}_{local} \quad (51)$$

De las matrices expuestas anteriormente, los cálculos obtenidos fueron.

$$[Q]_{local} = \begin{bmatrix} 220,43 & 1,728 & 0 \\ 1,728 & 6,9135 & 0 \\ 0 & 0 & 5 \end{bmatrix}$$

$$[\bar{Q}]_0 = \begin{bmatrix} 220,432 & 1,728 & 0 \\ 1,728 & 6,9135 & 0 \\ 0 & 0 & 5 \end{bmatrix}$$

$$[\bar{Q}]_{45} = \begin{bmatrix} 62,662 & 52,668 & 53,347 \\ 52,668 & 62,662 & 53,347 \\ 53,347 & 53,347 & 55,938 \end{bmatrix}$$

$$[A] = \begin{bmatrix} 294,418 & 56,573 & 55,481 \\ 56,573 & 72,359 & 55,481 \\ 55,48 & 55,48 & 63,375 \end{bmatrix}$$

$$[b] = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$[D] = \begin{bmatrix} 653,47 & 149,346 & 147,45 \\ 149,34 & 188,26 & 147,45 \\ 147,45 & 147,45 & 165,512 \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} [\varepsilon_0] \\ [k] \end{bmatrix}_{global} = \begin{bmatrix} \begin{bmatrix} 0,00411 & -0,00138 & -0,00238 \\ -0,00138 & 0,04250 & -0,03499 \\ -0,00238 & -0,03599 & 0,04938 \end{bmatrix} & \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \\ \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} & \begin{bmatrix} 0,00193 & -0,00061 & -0,00118 \\ -0,00061 & 0,0177 & -0,01528 \\ -0,00118 & -0,01528 & 0,02071 \end{bmatrix} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ 27,72 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} [\varepsilon_0] \\ [k] \end{bmatrix}_{global} = \begin{bmatrix} -0,03835 \\ 1,1781 \\ -0,9978 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$$

$$[\sigma]_{Global}^0 = \begin{bmatrix} -6,4175 \\ 8, \\ 4,9890 \end{bmatrix}$$

$$[\sigma]_{Global}^{45} = \begin{bmatrix} 6,4175 \\ 18,575 \\ 4,9890 \end{bmatrix}$$

$$[\sigma]_{local}^0 = \begin{bmatrix} -6,4175 \\ 8,078 \\ -4,9890 \end{bmatrix}$$

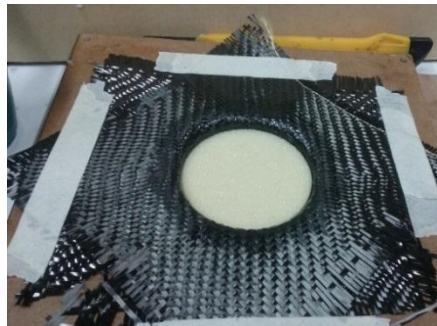
$$[\sigma]_{local}^{45} = \begin{bmatrix} 17,4800 \\ 7,5050 \\ 6,0769 \end{bmatrix}$$

Con este análisis se lograron obtener las tensiones que actúan en cada lámina en relación tanto al sistema global como al sistema local de coordenadas.

### 6.2.3. Construcción

Para iniciar con la construcción de este sistema se toman los materiales seleccionados y se procede inicialmente a realizar la construcción de las bases las cuales se realizaron por el método de molde y contra molde en fibra de carbono con un alma de poliuretano como se muestra en la Imagen 22

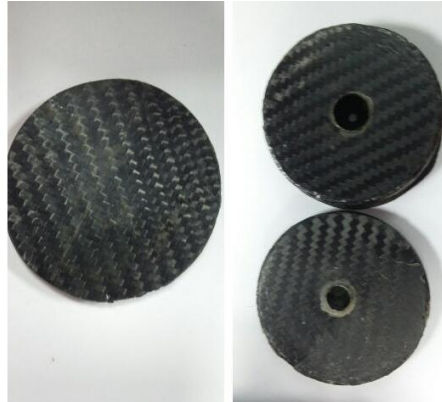
Imagen 22. Fabricación de base en fibra de carbono con alma de poliuretano



Fuente: autores.

Final mente se obtuvieron las bases en fibra de carbono como se muestra en la Imagen 23 a las que se les realizaron los orificios correspondientes para ensamblarlo con el pistón y con el tubo hueco de aluminio.

Imagen 23. Base en hecha en fibra de carbono.



Fuente: autores.

El sistema se ensambla como se ve en la siguiente imagen

Imagen 24 Sistema de eyección



Fuente: autores.

#### 6.2.4. Pruebas de funcionamiento del sistema de eyección a pistón de aluminio

A este sistema se le realizaron dos fases de pruebas en las pruebas iniciales no se varió la cantidad de propelente ni el material del ignitor, las pruebas se realizaron de la misma forma, usando una fuente de poder, un ignitor y el propelente polvo de ángel, la única variación que se realizó es la forma en que el ignitor entraba en contacto con el sistema en la siguiente imagen se observa la conexión del sistema.

Imagen 25. Pruebas iniciales del sistema.



Fuente: autores.

#### 6.2.5. Fallas del sistema de eyección a pistón de aluminio

En el desarrollo de la primera fase de pruebas se observa que, aunque no existe una notoria pérdida de presión el sistema no funciona de forma confiable. Esto se debe a que no se está consumiendo todo el propelente, después de realizar más pruebas se concluye que el problema se encuentra en el contacto que el ignitor tiene con el polvo de ángel, ya que solo se ignita el propelente que está directamente expuesto a la corriente. Para solucionar este problema se opta por usar unos detonadores comerciales llamados estopines dispositivos eléctricos que están constituidos por dos conductores aislados en el extremo de los cuales está soldado un filamento que forma un puente eléctricamente resistente; este filamento está inmerso en una perla de encendido [64] contienen una pequeña cantidad de material pirotécnico que se enciende cuando la corriente fluye a través del dispositivo [65], debido a que estos se pueden activar de forma remota son más prácticos para realizar pruebas como se puede ver en la Imagen 27.

En la siguiente imagen se pueden observar los estopines usados el transmisor y el receptor con el que se activa remotamente el estopín

Imagen 26 Estopines y su sistema de activación remota



Fuente: Autores

Imagen 27. Prueba del sistema de eyección a pistón de aluminio



Fuente: autores

Durante la segunda fase de pruebas se observa que el propelente sigue sin consumirse completamente, esto se debe a la acumulación de humedad, la presencia de humedad en el propelente afecta a ciertas características del mismo como la velocidad de combustión; cuanto mayor es el grado de humedad, más lenta es la velocidad de combustión. El impulso específico teórico se reduce ligeramente por la presencia de agua [61]. Además de presentarse este inconveniente con el propelente, en una de las pruebas el sistema concentro presión en una de las bases y esta falló por lo que toda la presión se escapó por la parte inferior del sistema, esto se debe al método que se usa en la fabricación de la pieza. En la Imagen 28 se puede evidenciar que los gases de escape están saliendo por la parte inferior del sistema, motivo por el cual la ojiva no fue levantada.

Imagen 28. Falla del sistema.



Fuente: Autores

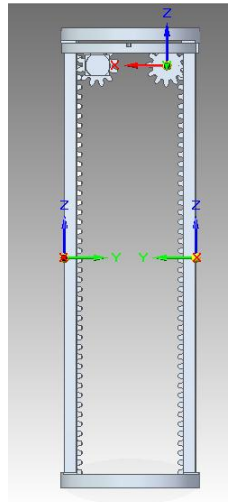
Después de estas fallas presentadas por el sistema a pistón de aluminio se procede a realizar un último rediseño del sistema.



### 6.3. TERCERA FASE: SISTEMA DE EYECCIÓN PIÑÓN CREMALLERA

Este sistema consta de dos motores cada uno con un piñón a los que les corresponde una cremallera unida a dos bases circulares, el sistema recibe una señal de la computadora de vuelo y activa los motores que expulsan gracias a la cremallera la ojiva y el paracaídas. En la siguiente imagen se puede observar el sistema de eyección.

Imagen 29. Sistema de eyección piñón cremallera



Fuente: Autores.

#### 6.3.1. Cálculo de los piñones y la cremallera

Para calcular los piñones y cremalleras se deben tener en cuenta condiciones mecánicas previas como son la masa a desplazar, velocidad, aceleración de la misma para de esta forma calcular la fuerza tangencial

$$F_T = P (9,81 + a) \quad ( 52 )$$

Donde  $F_T$  es la fuerza tangencial,  $P$  es la masa a elevar o trasladar está dada en kg y  $a$  es la aceleración lineal en  $m/s^2$

$$F_T = 0,942 \text{ kg} \left( 9,81 + 42 \frac{m}{s^2} \right) = 49,03 \text{ N}$$

Después de tener la fuerza tangencial se procede a calcular el diámetro primitivo del piñón.

$$Dp = \frac{M (2000)(\eta)}{F_T} \quad ( 53 )$$

Donde  $Dp$  es el diámetro primitivo en mm  $M$  es el par de giro y está dado en Nm,  $\eta$  es el rendimiento del piñón.

$$Dp = \frac{(0,490332Nm)(2000)(0,9)}{49,03 N} = 18,001mm$$

Conociendo el diámetro primitivo se procede a calcular el módulo sabiendo diciendo que el número de dientes es de 12.

$$m = \frac{dp}{z} \quad ( 54 )$$

$$\frac{18mm}{12} = 1$$

Calculado el modulo se procede a calcular la longitud del paso circular.

$$p = m * \pi \quad ( 55 )$$

$$p = 1,5 * \pi = 4,71$$

Después de tener el paso y el modulo se calculan los diferentes diámetros para poder realizar el dibujo del piñón

$$De = Dp + 2m \quad ( 56 )$$

$$De = 18mm + 2(1,5) = 21mm$$

$$Di = Dp - 2,5m \quad ( 57 )$$

$$Di = 18mm - 2,5(1,5) = 14,25mm$$

Final mente se calcula el espesor del diente para tener todas las características necesarias para realizar el dibujo en CAD del piñón y la cremallera

$$e = 0,5 * P \quad ( 58 )$$

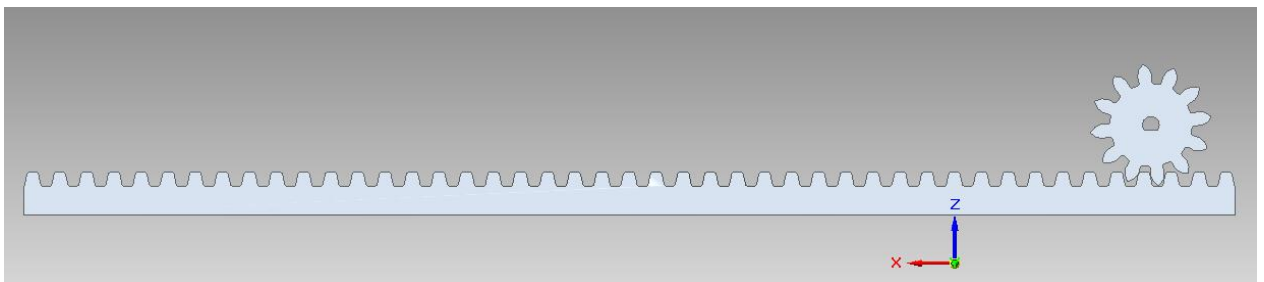
$$e = 0,5 * 4,71 = 2,35$$

Conociendo estos datos se hace el dibujo en *Solid Edge* del piñón y la cremallera como se puede ver en la siguiente imagen

### 6.3.2. MODELADO DEL SISTEMA DE EYECCIÓN PIÑÓN CREMALLERA

En la siguiente imagen se puede observar la cremallera Y el piñón modelados en *Solid Edge*

Imagen 30. Modelado del piñón y la cremallera



Fuente: Autores

Para calcular el tiempo que tarda el piñón en recorrer la cremallera se usa la siguiente ecuación.

$$Va = \frac{P * z * n}{60} \quad (59)$$

Conociendo el paso del piñón el número de dientes y las rpm del motor que se muestran en la Tabla 17 se procede a calcular la velocidad de avance  $Va$

$$Va = \frac{(4,71) * (12) * (56)}{60}$$

$$Va = 52,75 \text{ mm/s}$$

Teniendo la velocidad de avance y la longitud de la cremallera se calcula el tiempo que tarda en recorrido con la siguiente ecuación.

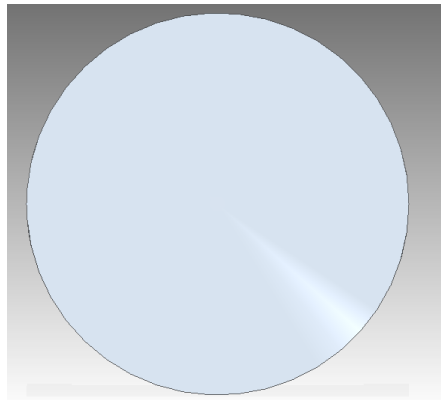
$$t = \frac{L}{Va} \quad (60)$$

$$t = \frac{210mm}{52,55 mm/s} = 3,98 s$$

De la ecuación anterior podemos decir que el tiempo que tarda el piñón en recorrer la cremallera es de 4 segundos.

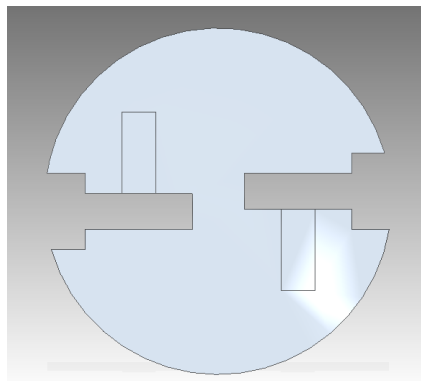
Este sistema cuenta con otros componentes como los son tres bases dos de las cuales la inferior y la superior son circulares como se ve en la Imagen 31 y la central que es una base circular que cuenta con unos orificios rectangulares en los cuales encajan perfectamente los piñones para su libre movimiento, además tiene dos plataformas donde van ubicados los dos motores, en la Imagen 32 se puede observar esta base y más detalladamente en los anexos.

Imagen 31 Base circular superior e inferior



Fuente: Autores

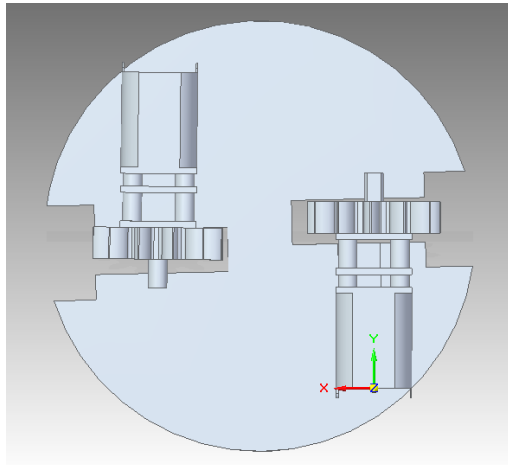
Imagen 32 base central



Fuente: Autores

En la siguiente imagen se puede observar cómo van acoplados los motores y piñones a esta base.

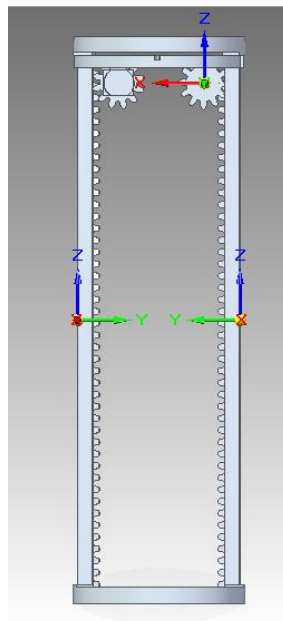
Imagen 33 Base central con motores



Fuente: Autores

Finalmente en la Imagen 34 se muestra cómo va acoplado todo el sistema con cada una de sus partes

Imagen 34 Sistema cremallera pistón



Fuente: Autores

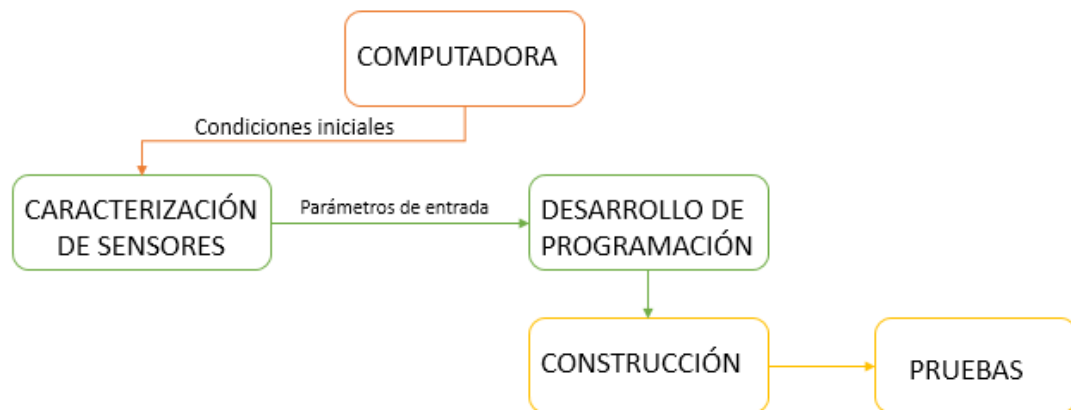
Todas las piezas que componen este sistema se pueden observar en los planos que se encuentran en el Anexo K, el Anexo M, el Anexo J, el Anexo L y por último el plano del ensamble se puede ver en el Anexo N.

## 7. COMPUTADORA

La computadora es la encargada de enviar la señal al sistema de eyección para expulsar la ojiva y el paracaídas cuando el cohete se encuentre en condiciones de caída libre, para realizar este subsistema se debe aplicar una unidad de medición inercial o IMU.

En la siguiente imagen se puede observar el proceso de diseño que se llevó para la computadora de vuelo.

Imagen 35 Proceso de diseño de la computadora



Fuente: Autores

### 7.1. CARACTERIZACIÓN DE SENSORES Y PLATAFORMA

En este capítulo se encuentra los diferentes dispositivos implementados en el diseño del prototipo de la computadora, la cual está encargada de realizar tres sistemas en las que se separa la computadora. La primera es el dispositivo de control y procesamiento, dado por las placas de Arduino Pro mini. La segunda categoría es el sistema de adquisición de datos inerciales (mpu6050) y atmosféricos (bmp180) adaptado a una Micro Sd para almacenar dichos datos y la última, es el módulo de potencia que es la fuente de alimentación, dada por la batería.

### 7.1.1. Placa Arduino Pro mini

Para la realización de la computadora se implementó dos placas Arduino Pro mini, con diferente ATmega. El primer Arduino lo vamos a declarar como Maestro que maneja un ATmega de 328 encargado realizar todos los cálculos de programación y enviar la señal a su subordinado el segundo Arduino, que maneja un ATmega de 168, encargado de activar los motores una vez lo indique el primer Arduino.

Las principales características del Arduino pro mini se encuentran descritas en la tabla a continuación

Tabla 11. Características de las placas Pro mini

Pro Mini	ATmega 328	ATmega 168
Tensión del sistema	5v	5v
Conector	USB	USB
Memoria programable del programa Flash en el sistema	32K Bytes	16K Bytes
Consumo de energía a 1MHz, 1.8V, 25°C		
Modo Activo:	0.2mA	0.3mA
Modo de desconexión:	0.1µA	0.1µA
Modo ahorro de energía: (incluyendo 32kHz RTC)	0.75µA	0.8µA

Fuente: Ficha técnica ATmega 168, (en línea)

### 7.1.2. Conector TTL to USB: CP2102

Placa USB a TTL basada en un chip CP2102, es utilizada para programar Arduinos Pro mini, ya que esta no cuenta con entrada a USB, esta también permite regular el voltaje de salida de 3,3v o 5v dependiente de la solicitud o necesidad del programador. Las principales características del módulo TTL a USB se pueden observar en la siguiente tabla.

Tabla 12. Características del módulo TTL a USB

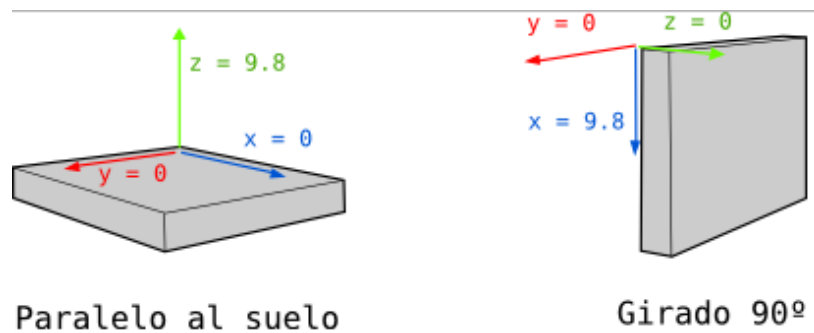
Chip	CP2102
Comunicación	RXD, TXD
Voltaje de salida	3,3v – 5v

Fuente: Ficha técnica CP2102, (en línea)

### 7.1.3. Sistema de adquisición de datos Inerciales: MPU6050

El mpu6050 es un dispositivo IMU que combina un acelerómetro y giróscopo de 6 grados de libertad o 6 DOF es decir sus tres ejes X, Y, Z., mide lecturas de aceleración, así pues, detecta la aceleración de la gravedad terrestre que es, aproximadamente 9,81 m/s<sup>2</sup>, con una posición perpendicular al suelo. Entonces, como se muestra en la Imagen 36 se puede verificar el comportamiento del mismo, para el momento de girar el sensor a 90 grados de su posición original (eje Y apuntando a la vertical), marcará la lectura de gravedad en el eje X.

Imagen 36 Orientación sensor MPU6050



Fuente: Robologs. Tutorial de Arduino y MPU-6050, (en línea)

Para calcular el ángulo de inclinación del mpu6050 se realiza a través de la aceleración en sus tres ejes, por medio trigonométrico se pueden definir las siguientes ecuaciones

$$\text{Ángulo } Y = \text{atan}\left(\frac{x}{\sqrt{y^2 + z^2}}\right) \quad (61)$$

$$\text{Ángulo } X = \text{atan}\left(\frac{x}{\sqrt{x^2 + z^2}}\right) \quad (62)$$

El giróscopo mide velocidades angulares, si se obtiene el ángulo en que se encuentra el mpu6050, se puede sumar el valor del giróscopo para saber el nuevo ángulo. es decir

$$\text{Ángulo } Y = \text{ángulo } Y_{\text{anterior}} + \text{giroscopo } Y * \Delta t \quad (63)$$



El  $\Delta t$  es el tiempo que transcurre cada que se calcula en la ecuación ( 63 ), el valor de *ánguloYanterior* es el ángulo calculado la última vez y *giroscopoY* es la lectura del ángulo Y del giroscopo.

Tabla 13. Características del mpu6050

MPU6050	Giróscopo	Acelerómetro
Número de ejes	sensores X, Y y Z	triple eje
Integrados ADCs permiten el muestreo simultáneo	de 16 bits	de 16 bits (sin multiplexor externo)
salida digital con un rango programable de escala completa	de $\pm 250$ , $\pm 500$ , $\pm 1000$ y $\pm 2000$ ° / s	de $\pm 2g$ , $\pm 4g$ , $\pm 8g$ y $\pm 16g$
Corriente normal de funcionamiento	3.6mA	500 $\mu$ A
Corriente en espera y/ baja potencia	5 $\mu$ A	10 $\mu$ A a 1.25Hz, 20 $\mu$ A a 5Hz, 60 $\mu$ A a 20Hz, 110 $\mu$ A a 40Hz
Frecuencia de funcionamiento SPI, (leer / escribir)	Baja velocidad: 100 kHz $\pm$ 10%	
	Alta velocidad: 1 MHz $\pm$ 10%	

Fuente: Ficha técnica mpu6050, (en línea)

#### 7.1.4. Sistema de adquisición de datos Atmosféricos: BMP180

La toma de datos atmosféricos se realizó por medio de un BMP180, sensor barométrico de alta precisión que toma mediciones de temperatura y por medio de cálculos matemáticos puede detectar la diferencia de alturas.

La medición de la presión atmosférica o barométrica la realiza mediante la fuerza que ejerce la columna de aire (atmosfera) sobre la superficie de la tierra. Esta presión cambia dependiendo del área en que se encuentre, ya que hay puntos más altos en que la presión es baja debido a que hay menos cantidad de aire sobre nosotros. Igualmente sucede con la temperatura, cambia el valor de la densidad del aire que se ve reflejado en el peso de las columnas de aire, por lo tanto, también en la presión. Lo anterior sin tener en cuenta otro tipo de condiciones meteorológicas que también pueden afectar la medición de la presión, como la humedad y los vientos.

Entonces, siendo discriminantes con estas dos últimas condiciones se lograr una presión atmosférica por medio de este sensor, con datos específicos que son la temperatura y la altitud. Ya que la temperatura compensa la influencia en la presión y, en la medida que se desplaza el sensor de un punto más bajo o más alto este medirá la diferencia de presión y la expresará como una variación en la altitud respecto, a la medición inicial que será considerada como cero. Las características principales del Bmp180 se encuentran descritas a continuación

Tabla 14 Características del Bmp180

Rango de presión:	300 - 1100hPa (+9000m -500m relativo al MSL)
Tensión de alimentación:	1.8 - 3.6V (VDD)
Baja potencia:	5µA a 1 muestra / s, modo estándar
Temperatura de funcionamiento	-40°C +85°C, operacional
Conversión tiempo de temperatura	Máx. 4.5 ms, modo estándar
Conversión tiempo de presión	Máx. 7.5 ms, modo estándar
Interfaz de comunicación.	Protocolo I <sup>2</sup> C

Fuente: Ficha técnica bmp180, (en línea)

#### 7.1.5. Adaptador a Micro Sd

Los almacenamientos de datos por parte de sensores ahora son más usados, ya que permiten que el proceso de recolección de datos no sea tan dispendioso, al contrario, sean prácticos, portables y se adecuen a cualquier tipo de aplicación, como actualmente se ve en el mercado en las diferentes aplicaciones de las TIC's. Existen varios tipos de memorias la SD estándar, la Mini SD y la Micro SD.

Para este caso específico se usa la Micro SD, la comunicación de esta memoria es por SPI por lo que utiliza un módulo o adaptador a micro SD, en el que se encuentra integrados reguladores de tensión buffers, leds para indicación de su estado, entre otras para afinar su funcionamiento. La librería utilizada para el reconocimiento y comunicación está incluida en la plataforma de Arduino.

Tabla 15. Características de la SD

Interfaz de comunicación	SPI (MISO, MOSI, SCK)
Compatibilidad con tarjetas	Micro sd <=2g; micro SDHC <=32G
Fuente de alimentación	4,5v ~ 5,5v

Fuente: Conexión de una tarjeta SD por SPI a Arduino, (en línea)  
<http://polaridad.es/conexion-de-una-tarjeta-sd-por-spi-a-arduino/>

#### 7.1.6. Módulo de potencia batería.

Es una fuente de energía portátil, conformado por una serie de baterías recargables. Se comporta como una batería extra a la cual permite acoplar todo tipo de dispositivo para generar su alimentación en este caso el circuito principal “la computadora”. Este dispositivo cuenta con una entrada Micro-USB que permite ser cargado directamente por una fuente de corriente eléctrica o mediante conexión a puerto USB de un PC. [66]

Tabla 16 Características de la batería

Capacidad	2600mHz
Peso	~80g
Entrada	5V - 1000mAh
Salida	5.3V - 1000mAh (Máx)

Fuente: Tableta ieftina (en línea)

#### 7.1.7. Regulador LM1117

Este dispositivo es un regulador de tensión lineal o LDO con una deserción de 3.3v a 800mA de corriente de carga, su precisión de tensión de salida es  $\pm 1\%$  [67]

#### 7.1.8. Integrado L293B

Este circuito integrado cuenta con un par de controladores (puente completo) equipado con una entrada de inhibición que apaga los cuatro transistores. Cada canal es controlado por una entrada lógica compatible con TTL. Este también proporciona una entrada de alimentación separada ejecutando una tensión más baja para reducir la disipación, en medida de que sea necesaria dentro de una lógica de control al cual se quiere llegar. [68]

### 7.1.9. Motorreductor

Son pequeños motores que pueden ser monofásicos o trifásicos, capaces dar tracción, cambiar o combinar velocidades, generalmente implementados como actuadores en instalaciones inteligentes como viviendas, fábricas, sistemas de manufactura, entre otras.

Dentro de los principios de reducción en un motorreductor se habla de los trenes de reducción, entendiéndose que un tren es un par de ruedas, donde el diámetro de una de ellas es menor a la otra con el fin de lograr una velocidad menor, aquí es donde se determina la relación de reducción que puede ser de 3:1, 30:1, 100:1 o mayor para lograr velocidades muy pequeñas que se pudieran necesitar.

De lo anterior, cabe resaltar que no solo de disminuye la velocidad sino al mismo tiempo se está aumentando el par o torque, en la rueda de salida que es la fecha de salida en que va ensamblado el motor-reductor. [69] Por lo que en la utilización de este sistema se utilizó dos motor-reductores. En la tabla a continuación se pueden observar algunas de las características de los motor-reductores.

Tabla 17 Características de motor-reductor

Modelo	20N
Voltaje de alimentación	3 – 6v
Consumo de corriente	40 mA @ 6v
Torque	1,2 Kg/cm 3,5 Kg/cm
Reducción	150:1
RPM	56 rpm @ 6v

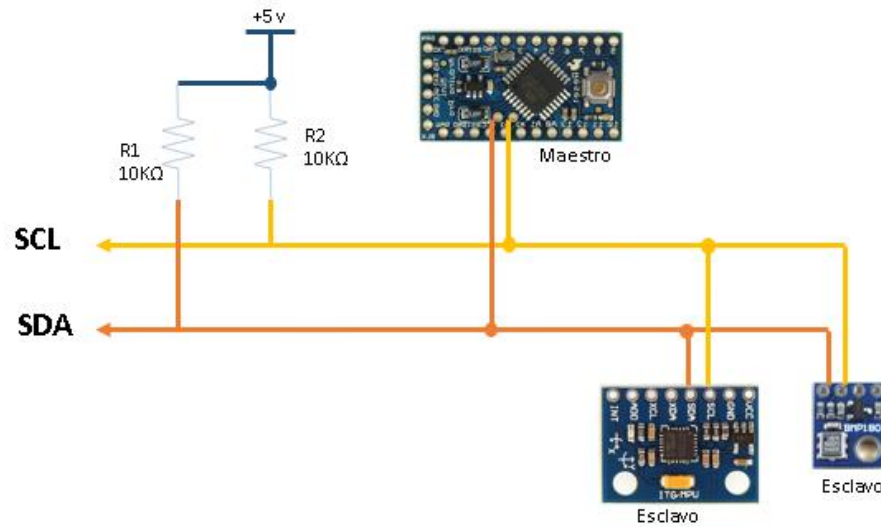
Fuente: Micro Motor-reductor N20 1.2kg/cm 3v-6v Arduino (en línea)

### 7.2. COMUNICACIÓN ENTRE SENSORES

La comunicación entre los sensores es a través de I<sup>2</sup>C descrita en el marco conceptual. Como se mencionó en este, para conectar múltiples entradas y salidas al bus se debe realizar un *Pull up* en el diseño del circuito.

En la realización del circuito se implementaron resistencias de 10K $\Omega$  como se muestra en la siguiente figura.

Figura1. Esquema de comunicación I<sup>2</sup>C y sensores.



Fuente: autores del proyecto

De esta manera concibe una señal de sincronía explícita para validar los datos en el canal serie y no en la línea de datos que es, el flujo de datos mediante el cual se mantiene la sincronía. El I<sup>2</sup>C define dos señales a parte del común o masa común definida en los dispositivos como GND.

La primera señal se define SCL o reloj serie que es la señal de sincronía esta está encargada de marcar los pulsos del reloj sincronizando el sistema. Esta señal es gobernada exclusivamente por el maestro, generando la señal de sincronía, con la cual suele tener la capacidad de evaluar su estado, y establecer un mecanismo de adaptación de velocidades. El esclavo solo puede retenerla o pisarla para obligar al maestro a realizar su funcionamiento más lento.

La Segunda señal semibidireccional, entiéndase como la existencia de una única línea de datos que podrá utilizarse para el flujo en ambos sentidos, pero no simultáneamente lo que ahorra el número de señales del bus. Esta se define como SDA que es la línea de datos serie, gobernada por el emisor, para la situación que se presente será un maestro o un esclavo, [40] activara el segundo subsistema, el sistema de eyección.

### 7.3. ESQUEMAS DE PROGRAMACIÓN

Por medio de las herramientas que presentan los códigos libres de este software Arduino se realizó la programación de los sensores y las placas Pro mini, *hardwares* anteriormente mencionados.

La página principal del programa de Arduino presenta dos funciones de uso importantes, que trabajan como bloques en las cuales se realiza declaraciones o instrucciones que debe tener cada pin de entrada de la placa. Su estructura se muestra a continuación.

```
Void setup () {  
    // Aquí código de configuración, para ejecutar una vez:  
}
```

```
Void loop () {  
    // Aquí código principal, para funcionar repetidamente:  
}
```

La función de configuración (setup) se invoca solo una vez, cuando el programa inicia. En este espacio se configura el modo de trabajo de los pines que vienen siendo las variables de las líneas de programaciones, estas no siempre se ejecutan, pero son declaraciones necesarias para establecer el estado inicial de cada salida de la placa.

Y la función bucle (loop), se ejecuta continuamente posibilitando que el programa responda a los eventos que produce la placa. En esta función se determina todas las líneas de programación en cuanto a cálculos y procesos de comunicación de sensores y dispositivos de almacenamiento es decir, es el núcleo de trabajo. [32]

#### 7.3.1. Programación del Arduino Pro mini - Maestro

Este programa principal está conformado por los sensores MPU6050, BMP180 y un módulo de Micro Sd para el almacenamiento de datos. En primera instancia se incluye las librerías de funcionamiento y comunicación de los sensores, como el protocolo I<sup>2</sup>C (declarado como *wire*) y la librería de la Sd, aunque esta ya la trae por defecto la plataforma de Arduino. Posterior a ello se define las variables involucradas por los sensores y cálculos a realizar, dentro de las líneas de programación del *setup* se inicia el proceso de comunicación de la Sd y los dos sensores, para el uso las librerías se realiza las declaraciones de *wire* y *bmp180* para iniciar el proceso de reconocimiento de las variables que arroja cada uno de los módulos o sensores.

El mpu6050, esta parametrizada para que realice cálculos en determinación del ángulo de inclinación que tiene el cohete. Por lo que se inicia en la función del bucle

-Loop, se llama la librería *wire* por el cual se están comunicando la placa Pro mini y el sensor mpu6050 dice que tamaño de registro tiene cada variable de aceleración, consecutivamente realiza los cálculos del ángulo dados por las ecuaciones ( 61 ) y ( 62 ) con su lenguaje de programación quedaría,

```
//Leer los valores del Acelerómetro de la IMU
Wire.beginTransmission(MPU);
Wire.write(0x3B); //Pedir el registro 0x3B - corresponde al AcX
Wire.endTransmission(false);
Wire.requestFrom(MPU,6,true); //A partir del 0x3B, se piden 6 registros
AcX=Wire.read()<<8|Wire.read(); //Cada valor ocupa 2 registros
AcY=Wire.read()<<8|Wire.read();
AcZ=Wire.read()<<8|Wire.read();
```

En lenguaje C la ecuación del ángulo de inclinación por aceleración está dada de la siguiente forma.

$$\text{Acc}[1] = \text{atan}(-1 * ((\text{AcX} * 9.81) / \text{A\_R}) / \sqrt{\text{pow}(((\text{AcY} * 9.81) / \text{A\_R}), 2) + \text{pow}(((\text{AcZ} * 9.81) / \text{A\_R}), 2)}) * \text{RAD\_TO\_DEG}; \quad ( 64 )$$

$$\text{Acc}[0] = \text{atan}(((\text{AcY} * 9.81) / \text{A\_R}) / \sqrt{\text{pow}(((\text{AcX} * 9.81) / \text{A\_R}), 2) + \text{pow}(((\text{AcZ} * 9.81) / \text{A\_R}), 2)}) * \text{RAD\_TO\_DEG}; \quad ( 65 )$$

Siendo Acc[1] el ángulo en el eje Y y Acc[0] el ángulo en el eje X, RAD\_TO\_DEG es una constante que define el factor de conversión de radianes a grados  $180/\pi$ , A\_R es una constante dada por la sensibilidad del acelerómetro.

Después de declarar el cálculo del ángulo del acelerómetro se define el tamaño de registro que tiene cada variable del giroscopo. Y su respectivo ángulo con respecto al giroscopo así,

```
//Leer los valores del Giroscopio
Wire.beginTransmission(MPU);
Wire.write(0x43);
Wire.endTransmission(false);
Wire.requestFrom(MPU,4,true); //A diferencia del acelerómetro, solo se piden 4 registros
GyX=Wire.read()<<8|Wire.read();
GyY=Wire.read()<<8|Wire.read();
```

El ángulo de inclinación del giróscopo en lenguaje C esta dado de la siguiente manera en cada eje.

$$Gy[0] = GyX/G\_R; \quad ( 66 )$$

$$Gy[1] = GyY/G\_R; \quad ( 67 )$$

Donde Gy[0] es el ángulo en el eje X y Gy[1] es el ángulo en el eje Y, G\_R es una constante de sensibilidad del giróscopo y GyX, GyY son los datos en bruto que arroja el modulo.

Seguidamente de estas líneas de programación se realiza el filtro que será explicada en la 7.4

El bmp180 realiza la misma operación general de lectura, para las variables de temperatura y presión posteriormente se dan los parámetros de cálculo para la altitud y altura. Ya que estos últimos dos son netamente determinados por cálculos que se realizan mediante los datos obtenidos de presión y temperatura. Los parámetros iniciales tales son presión nivel mar = 1013.25 Pa y Po que es una variable de presión del punto inicial donde h=0 m.

En la función setup, se realiza la lectura de cada una de las variables del sensor llamando la librería y en el loop realiza el cálculo de la altura con la variable inicial Po que es la presión de referencia a una altura igual a cero e imprime los datos cada vez que se termine el ciclo.

Para el módulo de la Micro Sd se define el modo de inicio o realice la impresión de error cuando está fallando la comunicación y proceder a verificar todos los aspectos en que puede estar fallando, lo anterior se declara en el setup y para el loop se crea el archivo en formato .txt y da referencia a que datos quiere que guarde por medio de la declaración My file, como se muestra a continuación, para ver el código completo se puede encontrar en el Anexo A

```
myFile = SD.open("todo1.txt", FILE_WRITE);// se crea el documento en .txt
if (myFile) {
  // Serial.print("Escribiendo SD: ");
}
else {
  //Serial.println("Error al abrir el archivo");
}
```



#### 7.4. FILTRO COMPLEMENTARIO

El dispositivo IMU implementado para esta computadora realiza una numerosa adquisición de datos por lo que muchos de estos, se ven afectados por problemas de ruido y errores de medición, ya sea por perturbaciones de la atmosfera, o aceleraciones no gravitacionales esta situación se presenta cuando se realiza un movimiento brusco en el sistema y esto puede generar que la aceleración detectada por este sea en otro eje, relacionándolo como un cambio de rotación.

Para el caso del giróscopo se tiene una toma de datos real, en la cual se acumula un error con el tiempo, llamado el *drift*. Con el fin de eliminar el *drift* y los errores en la aceleración, se debe implementar un filtro.

El filtro implementado es el Filtro Complementario o Complementary Filter, este filtro mantiene una buena precisión, es fácil de utilizar y de bajo coste de procesamiento. Este consiste en la unión de dos filtros, uno llamado high pass filter para el giróscopo y el segundo low pass filter para el acelerómetro.

El primer filtro deja pasar únicamente los valores por encima de un cierto límite, caso contrario hará el segundo filtro, permitiendo solo los valores que está por debajo. Para determinar el ángulo implementando este filtro se realiza la siguiente ecuación

$$Angulo = 0.98 \times (Angulo + AnguloGyro \times \Delta t) + 0.02 \times AnguloAccel \quad (68)$$

Donde el AnguloGyro es el ángulo del giróscopo, AnguloAccel es el ángulo del acelerómetro calculado por las ecuaciones (61)(62),  $\Delta t$  (segundos) es el tiempo que ha pasado desde la última vez que se ha calculado el filtro, esta fórmula es la misma para el ángulo en X y Y.

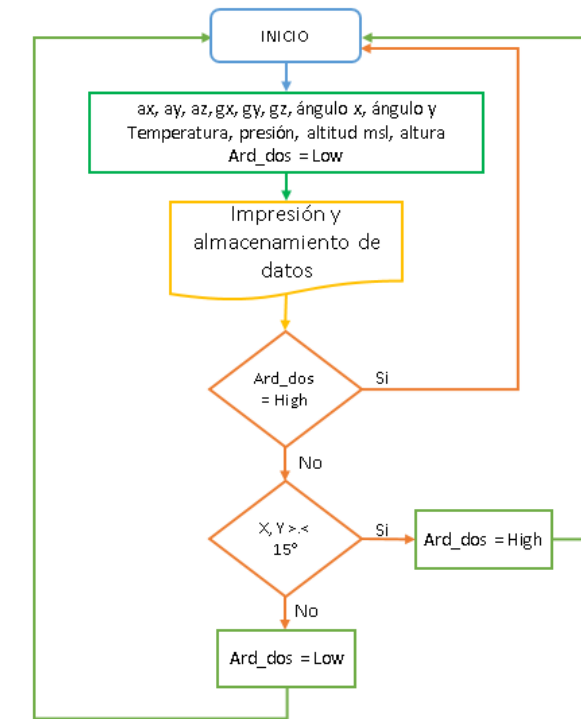
Ahora se implementa en la programación con su respectivo lenguaje después de generar los cálculos del ángulo del giróscopo, como se ve a continuación.

$$Angle[0] = 0.98 * (Angle[0] + Gy[0] * 0.010) + 0.02 * Acc[0]; \quad (69)$$

$$Angle[1] = 0.98 * (Angle[1] + Gy[1] * 0.010) + 0.02 * Acc[1]; \quad (70)$$

En la siguiente imagen se observa el algoritmo de programación del Arduino maestro

Imagen 37. Algoritmo de programación Arduino maestro



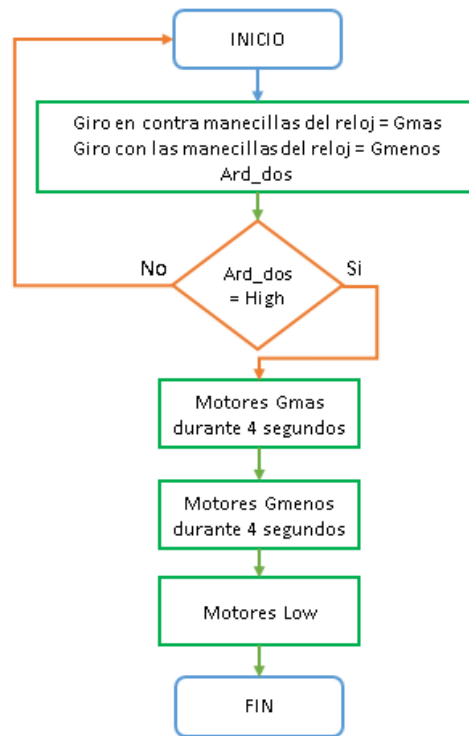
Fuente: autores

#### 7.4.1. Programación del Arduino Pro mini - Esclavo

La programación del Arduino esclavo, se hizo una vez obtenida la señal de activación enviada por el Arduino maestro. Después de que la señal active el funcionamiento de los motores no volverán a accionarse ya que sus líneas de programación están dadas para que el sistema inicie una sola vez es decir, cuando el cohete se encuentre en caída libre y sea momento de expulsar la ojiva y el paracaídas.

Este proceso se realiza solo una vez, implementando el uso de banderas, al momento de ejecutar las líneas de programación se realiza un ON/OFF para dos motor-reductores encargados de girar y subir una cremallera con correspondiente base durante un tiempo determinado, este tiempo está determinado en la ecuación ( 60 )Este sistema se diseñó para que permaneciera encendido 4 segundos (puede ser modificado desde su código) definiendo la salida del pin7, como la posición superior en la que debe estar la cremallera y base y el pin 2 como la posición inferior, estado inicial con motores apagados. El código realizado se encuentra en Anexo B

Imagen 38 Algoritmo de programación Arduino esclavo

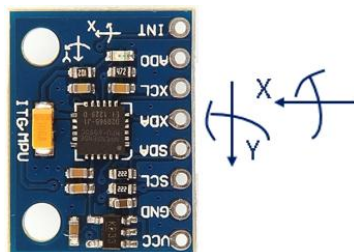


Fuente: autores

## 7.5. CONSTRUCCIÓN DE LA COMPUTADORA

Para el diseño final de esta computadora se tuvo en cuenta la posición en la que debe permanecer el MPU6050. La posición que debe tener el sensor se muestra en la Imagen 39, otro parámetro a tener en cuenta es la posición del integrado ya que este alimenta y da sentido a los motores por lo cual se debe diseñar para facilitar su acceso.

Imagen 39. Posición del MPU6050



Fuente: autores del proyecto

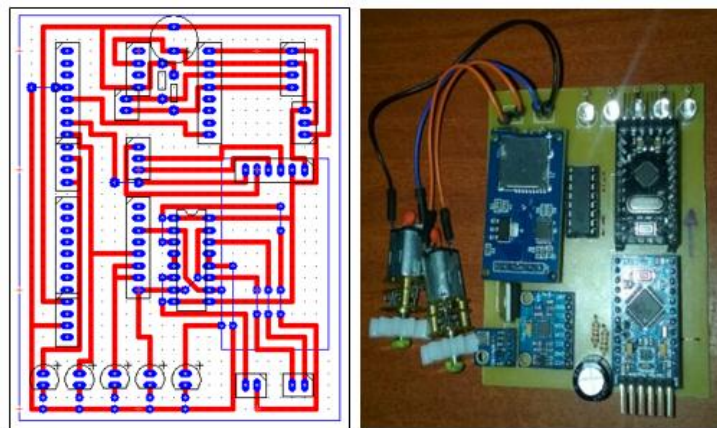
Como recomendación para cargar un código el sensor debe permanecer en tal posición. Para implementar este sensor e iniciar el proceso de programación se realizaron pruebas en las que incluían determinar qué tipo de valores que arrojaba el sensor antes y después de su calibración, ver Anexo C para ver su código de calibración.

El código utilizado en la calibración, arroja en el Monitor Serie unos valores llamados *Offsets*, en el momento en que el código este calculado estos valores el sensor de debe permanecer absolutamente quieto y horizontal. Una vez estos valores aparezcan se anotan y se deben ingresar al código que dice MPU6050\_PMT estos se introducen en las líneas inferiores donde dice *Your own Offsets*. [70]

Después de calibrar el MPU6050 se procede a realizar los cálculos de programación en el cual se determinan los ángulos en X y Y mediante la conversión y los datos calibrados.

Ya parametrizados los sensores y generado el código de programación se diseña la PCB que incluye todos los dispositivos. Como se muestra en la siguiente imagen.

Imagen 40. Prototipo final de la computadora



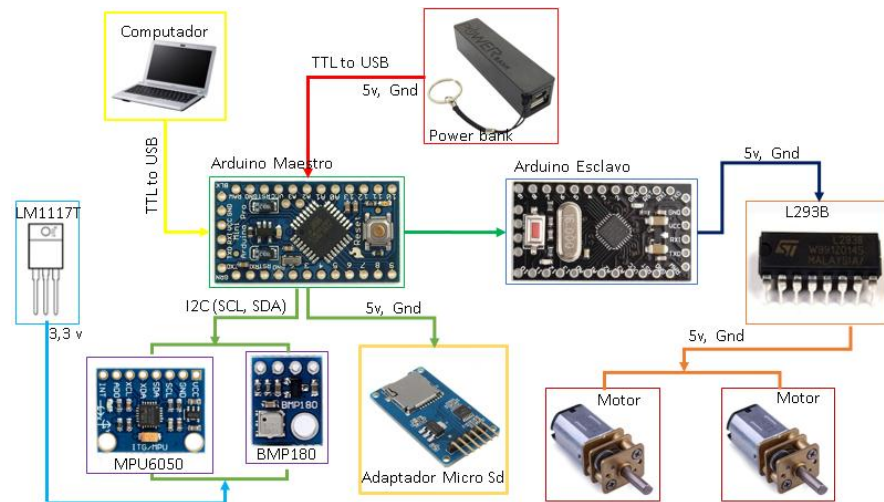
Fuente: autores

El diseño se realizó por medio del programa *PCB Wizard 3.50 Pro*, software libre fácil de manejar sus herramientas, que permite crear esquemas de circuitos electrónicos impresos en una o dos caras. Esta computadora puede ser adaptada a diferentes tamaños y se pueden implementar otros sensores para cohetes que manejen bajas alturas y velocidades.

Finalmente en el siguiente diagrama se exponen los diferentes componentes que conforman la computadora y la comunicación que tienen entre ellos, manejando un

tipo de comunicación maestro-esclavo entre los diferentes hardware consignados e implementado el protocolo I<sup>2</sup>C de comunicación entre ellos.

Imagen 41. Componentes de la computadora



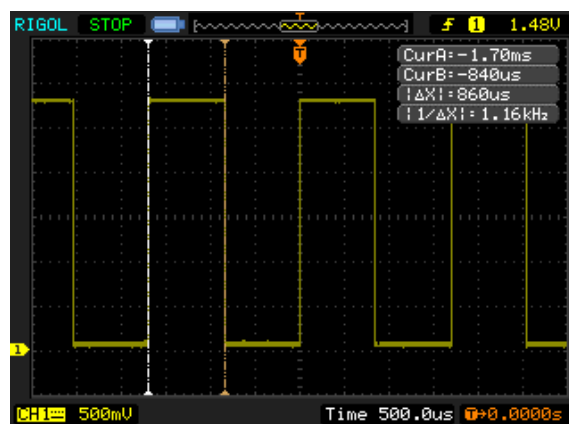
Fuente: autores

## 7.6. PRUEBAS DE LA COMPUTADORA

En esta sección se muestra que tipos de pruebas se le realizo al prototipo de la computadora empezando por saber el tiempo que demora en realizar un ciclo del programa principal, es decir el código de programación del Arduino maestro.

Como se puede observar en la Imagen 42 el tiempo en que se demora en realizar un ciclo es de 860  $\mu$ s.

Imagen 42. Tiempo de ejecución del código Arduino Maestro



Fuente: autores del proyecto

Para realizar la toma de tiempo por este método, se necesitó el uso de *hardware* y *software*, por medio de la función *Toggle*, su función es cambiar el estado de un pin de salida independiente del estado en que se encuentre. Solo se debe incluir las siguientes líneas de programación.

```
int ledPin = 13 ;  
void setup ( ) {  
  pinMode ( ledPin , OUTPUT ) ;  
}  
  
void loop ( ) {  
  digitalWrite(led, !digitalRead(led)); // Toggle led  
}
```

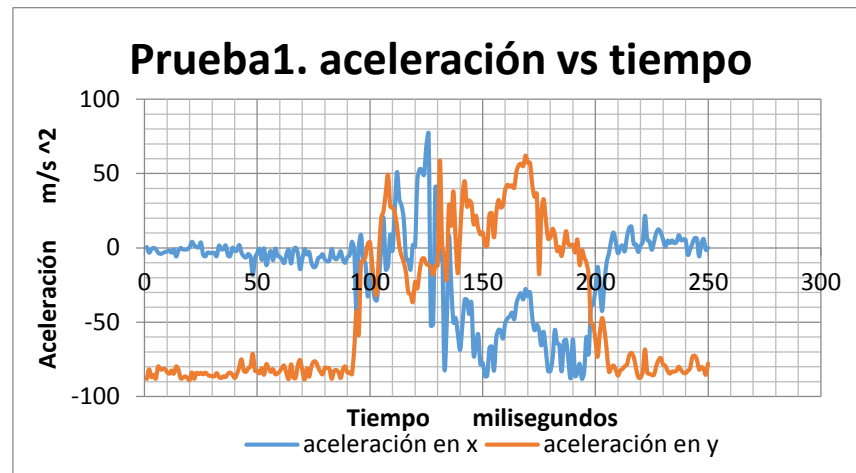
El pin usado es el pin de salida número 10 de la placa Pro Mini, además del uso de un osciloscopio y sus respectivas puntas una en la señal del pin 10 y la otra puesta en Gnd. Por este método se obtiene el tiempo que se demora la programación principal en dar un ciclo.

Las pruebas del prototipo se realizaron por medio de un cohete a escala, se mantuvieron alturas y velocidades bajas. Los datos que se recopilan del MPU6050 son aceleración en sus tres ejes, ángulo en el eje X y eje Y, los datos del giróscopo en sus tres ejes y del BMP180 arroja valores de temperatura, presión, altura y altitud.

Se muestran 10 pruebas realizadas con el prototipo de la computadora, en las cuales se puede verificar la aceleración en sus dos ejes X y Y versus tiempo.

En la Gráfica 1 se pueden observar los datos obtenidos, de las aceleraciones presentes en los ejes X y Y en la primera prueba realizada a la computadora.

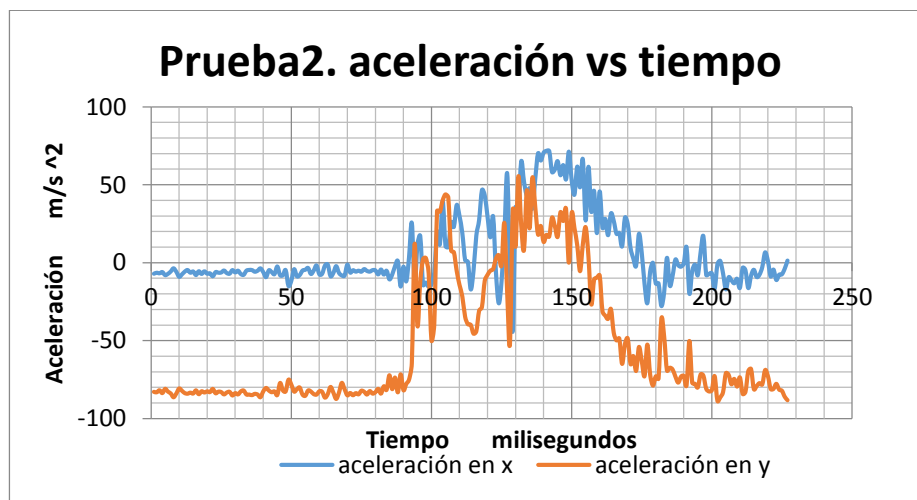
Gráfica 1 Primera prueba de aceleración.



Fuente: Autores

En la siguiente gráfica se presentan los datos obtenidos en la prueba número dos, y se evidencia que los puntos de partida de las aceleraciones en los ejes corresponden a la posición en la que se encuentra el sensor, es decir el eje X está ubicado a cero grados con respecto a la horizontal del cohete y respectivamente el eje Y a noventa grados.

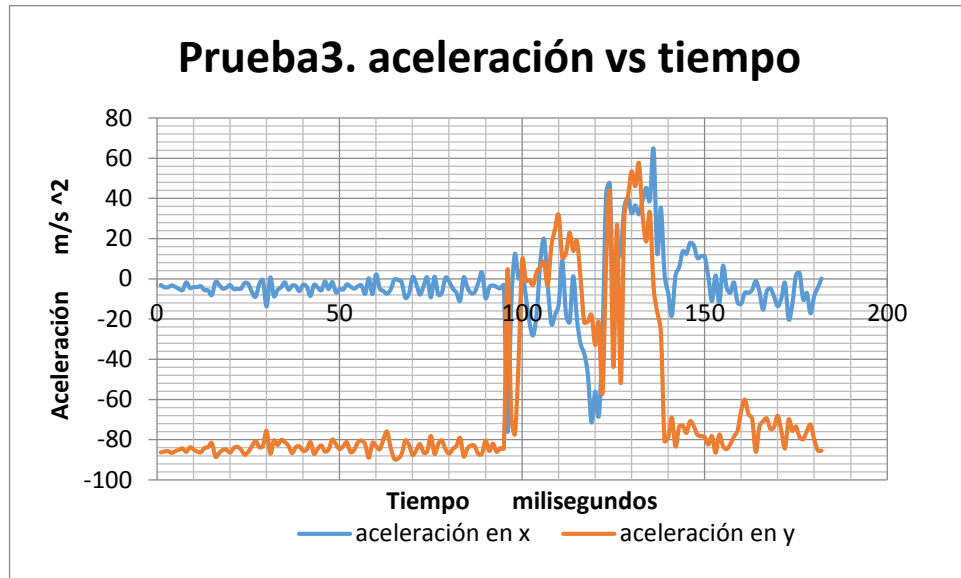
Gráfica 2 Prueba dos de aceleración.



Fuente: Autores

Las aceleraciones en los ejes se comportan de forma estable hasta el momento que se produce la salida de trayectoria del cohete, como se observa en la siguiente gráfica.

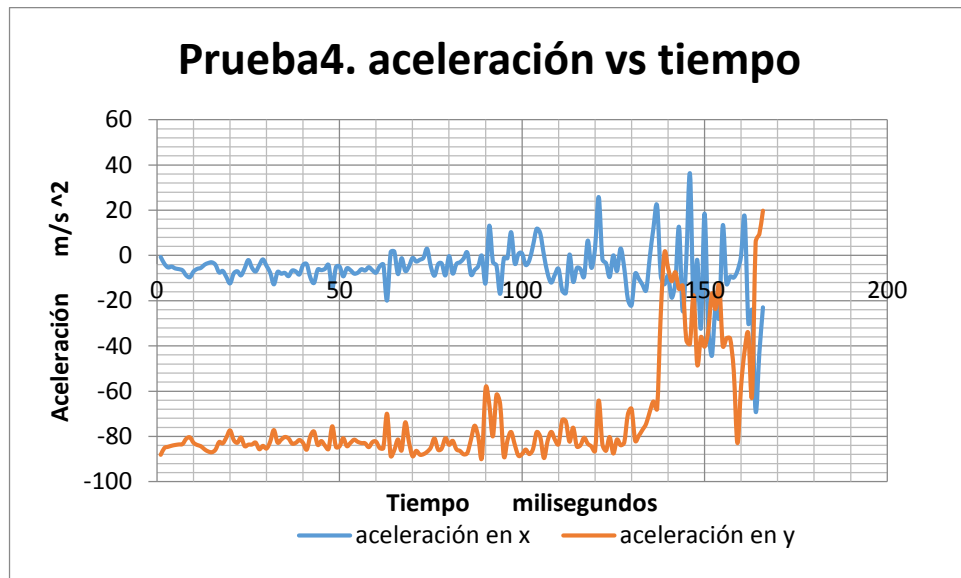
Gráfica 3 Prueba tres de aceleración.



Fuente: Autores

En la siguiente gráfica se puede observar que la aceleración deja de ser estable un tiempo después del presentado en las gráficas anteriores, lo que lleva a concluir que el cohete estuvo expuesto a menores vibraciones durante el vuelo

Gráfica 4 Prueba cuatro de aceleración.

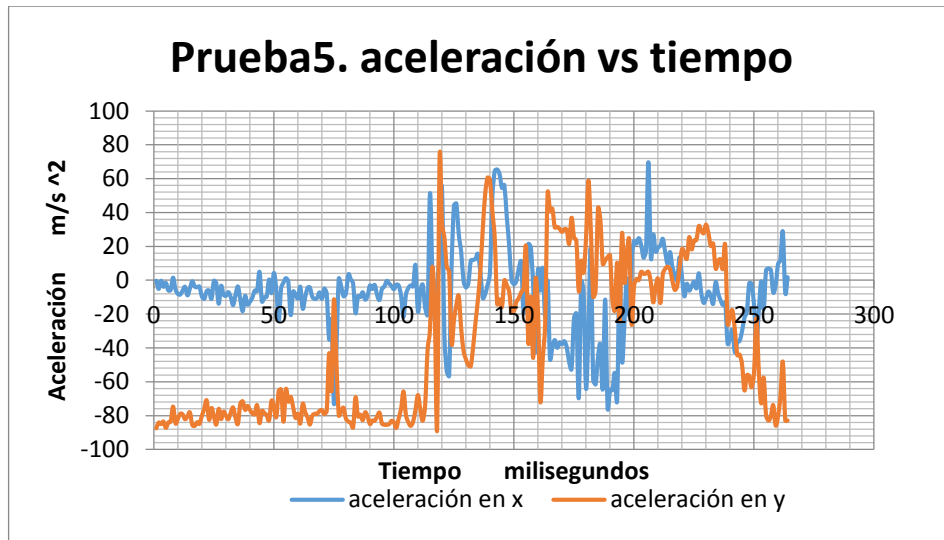


Fuente: Autores



Los datos obtenidos de la prueba número cinco se pueden observar en la Gráfica 5, de estos se puede decir que las vibraciones presentadas en vuelo fueron mayores así como el tiempo que duro en este.

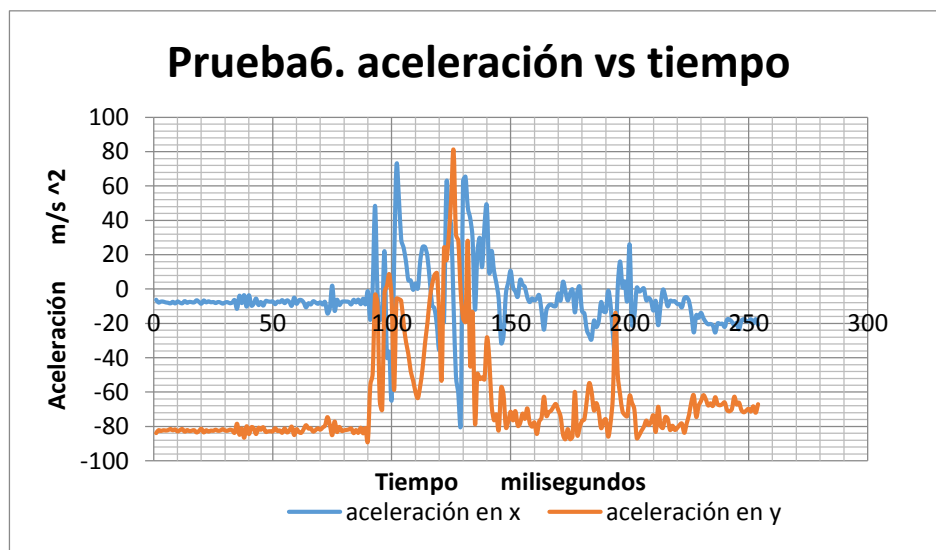
Gráfica 5 Prueba cinco de aceleración.



Fuente: Autores.

En la Gráfica 6 se observa que la prueba presento condiciones estables, por lo que los datos obtenidos son los esperados, ya que las vibraciones son mínimas y las aceleraciones obtenidas mantuvieron un buen comportamiento.

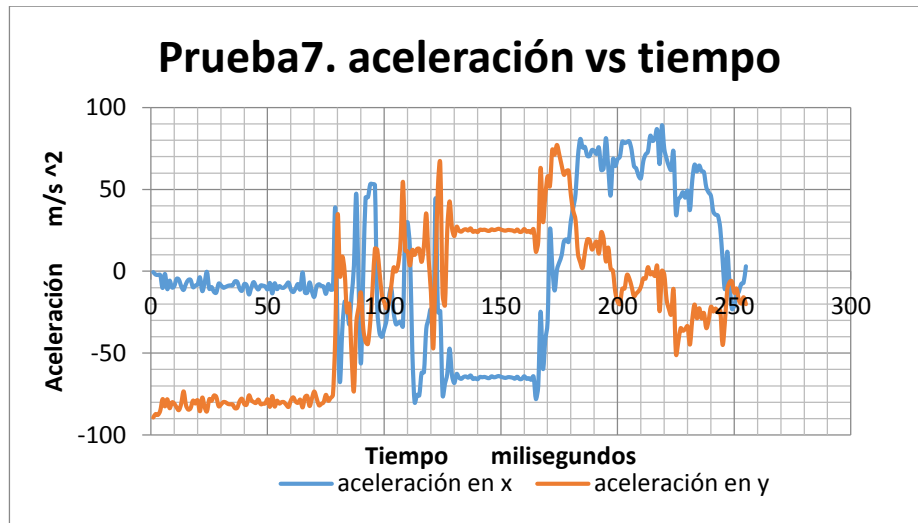
Gráfica 6 Prueba seis de aceleración.



Fuente: Autores.

En la siguiente gráfica se puede observar que el comportamiento del cohete es estable en su vuelo, y las perturbaciones presentes después de los 120 ms se debe al momento de aterrizaje del cohete y su posterior recuperación.

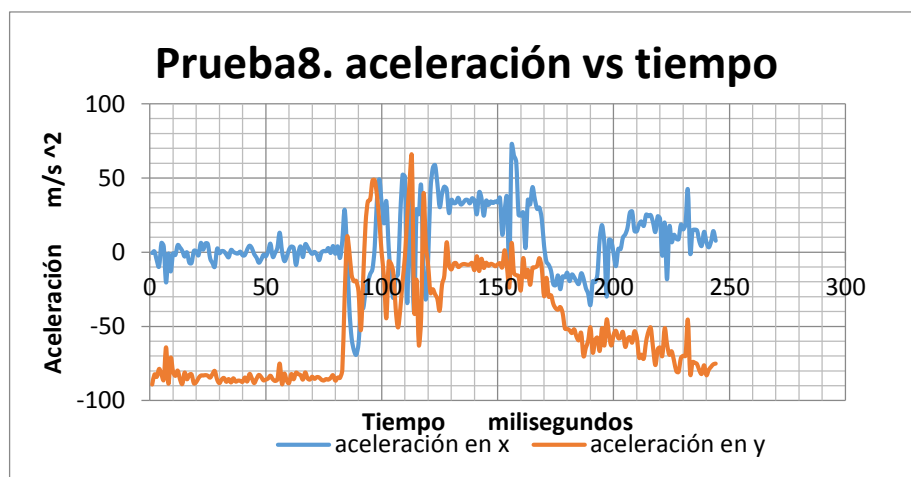
Gráfica 7 Prueba siete de aceleración.



Fuente: Autores.

En la siguiente grafica se observa el comportamiento de las aceleraciones del cohete durante su trayectoria, analizándola se puede decir que su ascenso no fue estable.

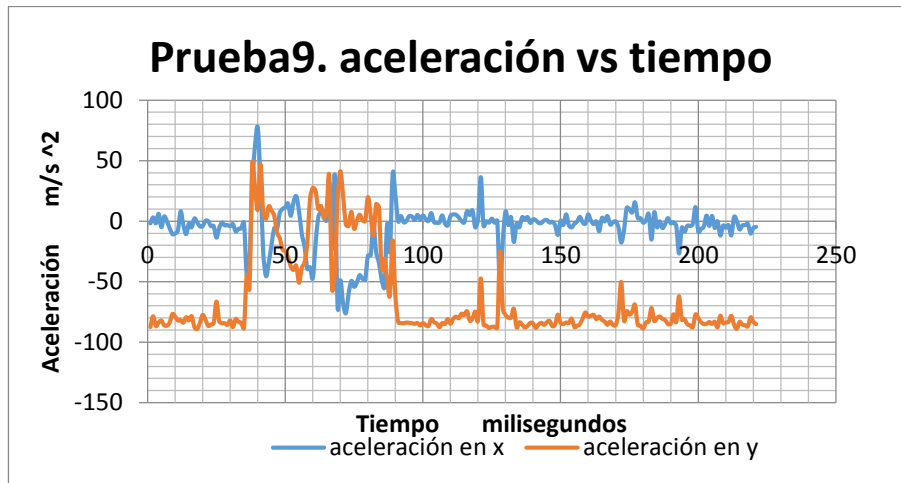
Gráfica 8 Prueba ocho de aceleración.



Fuente: Autores

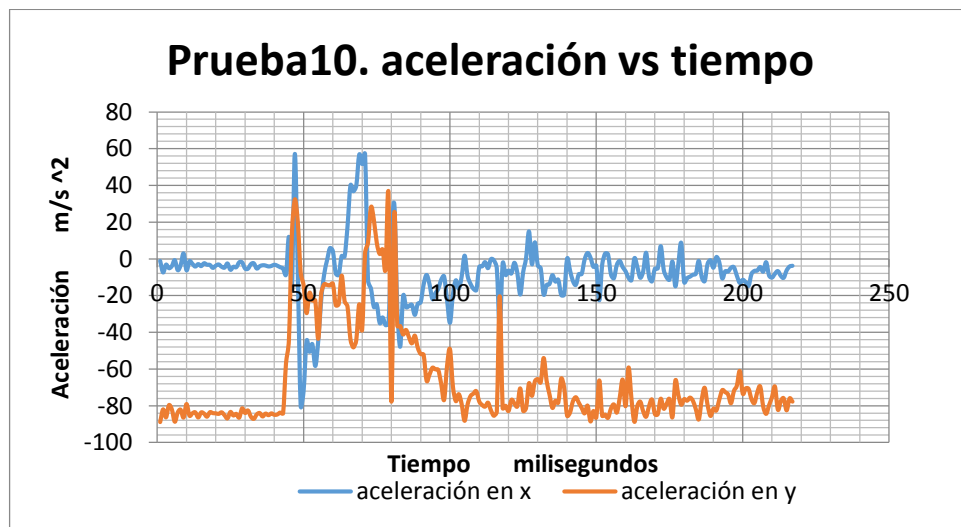
En la Gráfica 9 y la Gráfica 10 se observa que los periodos de vuelo en las dos pruebas son iguales debido a que se mantienen los mismos rangos de tiempo y altura, y su comportamiento es similar con respecto a las aceleraciones de acuerdo a los picos presentados.

Gráfica 9 Prueba nueve de aceleración.



Fuente: Autores

Gráfica 10 Prueba diez de aceleración.



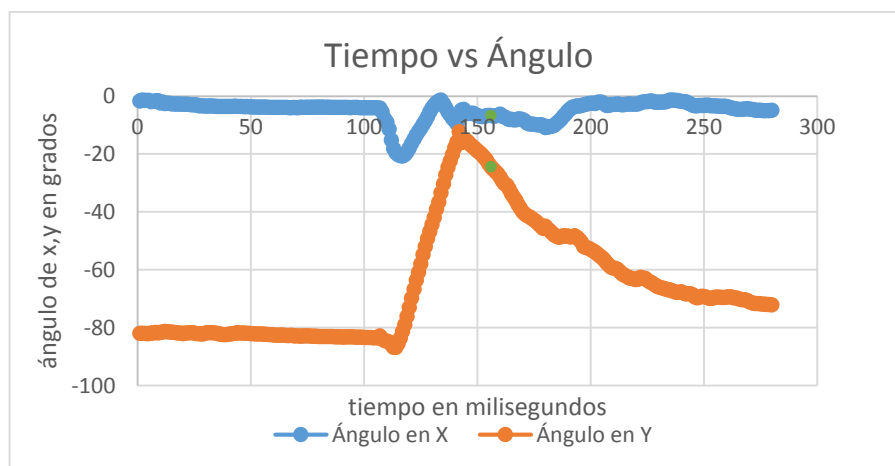
Fuente: autores

Por medio de las diez gráficas de aceleración versus tiempo que se muestran en la parte superior, se puede comprobar que el filtro implementado es funcional ya que no genera el error de medición de una aceleración diferente a la gravitacional. De este modo se determina trigonométricamente el ángulo en el que está el sensor IMU, y por ende el cohete, según la definición de las ecuaciones ( 61 ) y ( 62 ). El MPU6050 está parametrizado para que inicie su proceso de eyección en un ángulo mayor a 15°, dada la situación en que el cohete salga de trayectoria.

En la Gráfica 11 y Gráfica 12 se puede apreciar la trayectoria en dos y tres dimensiones del cohete a escala respectivamente, lanzado desde 0 grados con respecto a la vertical. En la primera gráfica se puede observar su trayectoria en el eje X con respecto al ángulo se muestra con la línea azul y para el eje Y se muestra con la línea naranja, este es el recorrido total que tuvo la computadora al ser lanzada, llegar a su máximo punto de altura y posteriormente ser trasladada y apagada.

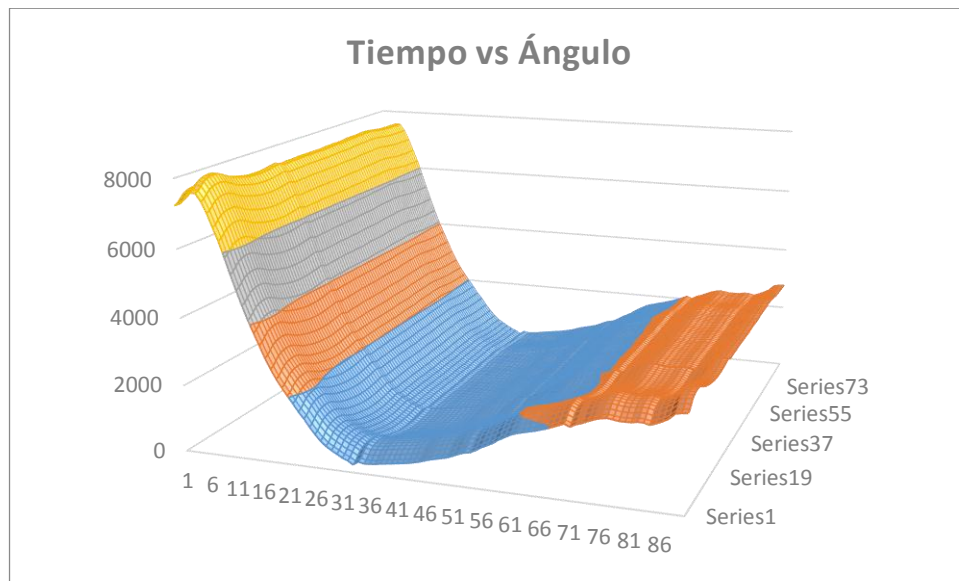
La señal de activación atribuida por la programación se puede verificar en las coordenadas 156, 6.73 para el ángulo\_X y 156, -24.42 para el ángulo\_Y, señalizada con un punto verde en la gráfica anterior. Este parámetro fue declara que al momento de que el cohete saliera de su trayectoria a un ángulo mayor a 15 grados, iniciara su proceso de eyección, es decir, los motores realizaran su ON/OFF lo que permite expulsar la ojiva y el paracaídas. Permitiendo resaltar que los parámetros señalados en el código son funcionales, ya que el sistema se estaría eyectando después de su apogeo, al momento de encontrarse en caída libre.

Gráfica 11. Activación del sistema según el ángulo



Fuente: autores

Gráfica 12. Comportamiento del sistema según el ángulo en una gráfica 3D



Fuente: autores

En la Tabla 18 se visualizan los datos teóricos que arrojan las tablas de la atmosfera estándar, comparando estos valores con los de la toma de datos generados por el sensor BMP180 mostrados en la Tabla 19 que son la media de los datos obtenidos, se puede observar que los puntos de esparcimiento son bajos por lo que se verifica que hay una toma de datos limpia y constante. Los datos arrojados fueron en condiciones estables desde tierra por conceptos de humedad y viento, como la presión y la altura no presentan cambios significativos debido a que la distancia recorrida por el cohete de prueba es corta se tomaron datos con el sensor en una misma posición. Además que se debe realizar un análisis computacional numérico para posicionar el sensor bmp180 o módulo de temperatura y presión en el cohete con el fin de verificar que los datos arrojados sean totalmente verídicos.

Tabla 18 Datos obtenidos de las tablas de la atmosfera estándar

Datos atmosféricos para Bogotá		
Altitud	2625	m
Temperatura	271,1017	°k
Presión	73,528	kPa

Fuente: John D. Anderson Jr. Introduction to flight. New York. McGraw –Hill Book Company

Tabla 19. Datos tomados por el prototipo de la computadora

Toma de datos atmosféricos para Bogotá		
Altitud	2415,1085	m
Temperatura	294,8118	°k
Presión	75,475	kPa
Desviación estándar		
Temperatura	Presión	Altitud
0,46039	0,03290	0,34577

Fuente: autores

En las ecuaciones presentadas a continuación muestra el cálculo del error de los valores teóricos y experimentales.

$$\% \text{ error Altitud} = \frac{|2625 - 2415,1085|}{|2625|} \times 100 = 7,99 \quad (71)$$

$$\% \text{ error temperatura} = \frac{|271,1017 - 294,8118|}{|271,1017|} \times 100 = 8,74 \quad (72)$$

$$\% \text{ error presion} = \frac{|73,528 - 75,475|}{|73,528|} \times 100 = 2,64 \quad (73)$$

## CONCLUSIONES

En este trabajo se realizó el diseño detallado del sistema de recuperación partiendo de características conceptuales y legales que rigen un cohete, permitiendo desarrollar cada uno de los sistemas y lograr una integración entre los dos. Para comprobar el funcionamiento del sistema se elaboraron y describieron prototipos funcionales de cada uno de los sistemas.

Inicialmente en el desarrollo del sistema de eyección después de pasar por tres fases de diseño, construcción y realizar sus respectivas pruebas se concluyó que, aunque el sistema de eyección pirotécnico es el más usado en la industria no era totalmente confiable debido a que en el diseño del sistema existían escapes de presión, además, no se contaba con un propelente con características termoquímicas estables en cuanto a la concentración de humedad, pues en el país este tipo de elementos son comercializados de forma controlada por lo tanto se realizó un diseño final compuesto por un mecanismo de piñón y cremallera el cual por medio de dos motores suben y bajan el sistema para expulsar el paracaídas lo que generaba que el sistema diseñado no fallará.

Dentro del desarrollo de la computadora de vuelo, se eligió los diferentes sensores necesarios a implementar en este cohete a escala, dadas sus características se elaboró el código descrito en el 7, sección 7.3(para observar su programación más completa, dirigirse al Anexo A, y Anexo B), la programación contiene las ecuaciones del IMU, estas están sujetas al comportamiento del cohete, así mismo por medio de los sensores se efectúa la activación de una señal encargada de generar la eyección del sistema de recuperación en el momento que el cohete salga de trayectoria. Finalmente se hicieron pruebas con un cohete a escala las cuales permitieron concluir que el sistema diseñado es funcional y para el diseño óptimo de la computadora de vuelo es necesario contar con un dispositivo IMU que cuente con al menos tres ejes de libertad cada uno, para de esta manera determinar los ángulos de inclinación del cohete.

En la integración de los dos sistemas se puede concluir que si fue posible por medio de la utilización de hardware y software Arduino, ya que el Arduino esclavo utiliza un pin programado encargado de generar una salida de voltaje necesaria para activar los motores. Por lo tanto, se puede decir que el diseño del sistema es confiable y es funcional para cohetes a escala como el usado por la computadora diseñada en el presente documento y cohetes que presenten un rango de velocidad y altura baja.

A manera general se concluye que el desarrollo de cada una de las etapas del proyecto, son piezas clave que determinan el tipo de sensores o módulos que se pueden adoptar en el diseño del sistema de recuperación, que por situaciones de infraestructura de laboratorios, alto coste de importación de dispositivos certificados estandarizados, el proyecto queda en esta fase de investigación y con la posibilidad de seguir trabajando para futuros proyectos.



## RECOMENDACIONES

- Se recomienda para un buen funcionamiento del prototipo de la computadora de vuelo tener en cuenta la posición del MPU 6050 como se describe en la sección 7.1.3 y se muestra en la Imagen 39. ya que de no estar en esa posición el sensor detecta valores que activan el sistema inmediatamente.
- Se recomienda revisar que la memoria micro SD este instalada en el adaptador ya que de lo contrario el sistema no tomara ni almacenara datos.
- Se recomienda para realizar la computadora del cohete Libertador I aparte de incluir los sensores descritos en este documento implementar una brújula o un magnetómetro que es un instrumento que determina la orientación con respecto a la superficie de la tierra que facilitaría la ubicación del cohete en un sistema de referencia local que como se describió en el modelo dinámico es necesario para cohetes con alto alcance, ya que el acelerómetro solo permite tener en cuenta un sistema de referencia en el cuerpo
- Para el sistema de expulsión se recomienda usar servomotores debido a que la programación descrita en la sección 8.6.3.1 es cerrada es decir que no permite un error humano ya que simplemente se realiza un encendido y apagado de los motorreductores como se puede ver en el algoritmo que se muestra en la Imagen 36, se hace esta recomendación porque los servomotores permiten tener un mayor control de la posición de giro, este tipo de motores no necesita de tiempo de activación como los motorreductores por lo que no se usaría uno de los Arduino, y permitiría una reducción tanto en peso como en el espacio que ocupa la computadora dentro del cohete.
- En cuanto a el almacenamiento de datos se recomienda el uso de un sistema de almacenamiento o transmisión de datos de forma remota, como una antena de radio frecuencia y un receptor de GPS, esta recomendación se hace debido a que el programa que se implementó en el prototipo de la computadora tarda como se ve en la Imagen 42  $860\mu s$  lo que quiere decir que en un segundo está se están adquiriendo una gran cantidad de datos pero en la micro SD no se están guardando la misma cantidad de datos que se están tomando, esto se puede deber a la comunicación serial, ya que la comunicación en la micro SD es serial y esta es opcional por lo que los modelos más básicos de estas tarjetas no funcionan de forma óptima y en algunas ocasiones estas tarjetas no soportan este tipo de comunicación.
- Se recomienda ubicar el sensor BMP180 en el fuselaje del cohete de tal forma que no afecte su aerodinámica, o dañe el sensor y la toma de datos

sea correcta, adicionalmente se debe realizar un estudio computacional con el fin de determinar el punto del fuselaje en que puede ir ubicado sin afectar su toma de datos.

- Como recomendación final está el incluir un Arduino que permita controlar el tiempo de quemado del propelente es decir que controle el momento en el que se debe iniciar la programación que es después de que se consuma todo el propelente, ya que si el cohete se sale de trayectoria y se activa todo el sistema antes de haberse terminado el combustible puede generar daños en el paracaídas como desgarres o quemaduras en este.

## RECOMENDACIONES FUTUROS PROYECTOS

Según la investigación y el desarrollo que se realizó en el presente proyecto se sugieren implementar y parametrizar las aplicación de otros equipos y/o instrumentos que mejorarían el proceso de desarrollo de este sistema en el cohete.

En el sistema de eyección, se puede reemplazar los motor-reductores por unos servomotores a fin tener una mayor fuerza de empuje y mayor control de la posición de giro en grados y no tiempo, como se desarrolló este proyecto.

En cuanto a la computadora de vuelo se puede implementar un magnetómetro o brújula para que actúe como sistema inercial de referencia con especificaciones de programación compatibles a la aplicada, así mismo, la implementación de un GPS para facilitar su navegación en vuelo y localización del cohete para posterior recuperación.

## REFERENCIAS

- [1] G. Breyer, *Heurística del diseño.*, Buenos Aires: Ediciones FADU, nobuko., 2007.
- [2] Á. Matute, *Heurística e historia.*, México: Universidad Autónoma de México.: Centro de investigaciones interdisciplinarias en ciencias y humanidades, 1999.
- [3] R. F. C. & B. P. Hernández, *Metodología de la investigación.*, México., 2006.
- [4] T. Murtagh, *El hombre y la luna*, 1993.
- [5] D. A. & V. G. L. Shearer, *Rockets: Educator's Guide with Activities in Science, Technology, Engineering and Mathematics.*, National Aeronautics and Space Administration (NASA)., 2008.
- [6] D. A. & G. R. H. Ahalt, *American Rocket Pioneer.*, 2000.
- [7] C. Seisdodos, *Diseño y construcción de un Motor cohete hibrido*, 2013.
- [8] A. Martos, *Breve Historia de la Carrera Espacial. Sputnik: el pistoletazo de la salida de la carrera espacial*, Editorial nowtilus, 2009.
- [9] D. Gregorio, «Casualidades, coincidencias y serendipias de la Historia.,» 2011. [En línea]. Available: [https://books.google.com.co/books?id=zeFGnESNjYoC&pg=PT101&dq=fieseler+103&hl=es&sa=X&ved=0ahUKEwjare\\_ulKHOAhUDFx4KHZVoD\\_IQ6AEllzAB#v=onepage&q=fieseler%20103&f=false](https://books.google.com.co/books?id=zeFGnESNjYoC&pg=PT101&dq=fieseler+103&hl=es&sa=X&ved=0ahUKEwjare_ulKHOAhUDFx4KHZVoD_IQ6AEllzAB#v=onepage&q=fieseler%20103&f=false). [Último acceso: 20 07 2016].
- [10] G. Hudson, *History of the Phoenix VTOL SSTO and recent developments in single-stage launch systems. Proceedings of 5th ISCOPS, AAS, 77, 329-351*, 1991.
- [11] B. Hubbard, *Yuri Gagarin and the Race to Space.*, 2015.
- [12] N. Jhonson, *The Soviet Year in the Space .Teledyne Brown Engineering.*, 1984.
- [13] R. Gross, *Novel Canopy Designs and Utilization. Air Force Flight Dynamics Laboratory.*, Ohio.: Patterson Air Force Base. Ohio..

- [14] R. W. & H. D. M. Orloff, *Apollo 10: The fourth manned mission: testing the LM in lunar orbit 18–26 May 1969. Apollo: The Definitive Sourcebook*, 255-278., 2006.
- [15] A. S. P. J. Redacción, «Historia de la Aviación. Air & Space Power Journal,» *Air & Space Power Journal*, Noviembre 2005.
- [16] M. Chinchilla, «Posible sistema para captación de muestras ambientales,» *Informes de la Construcción*, vol. 31, nº 303, pp. 367 - 2, Septiembre de 1978.
- [17] R. H. L. A. Riveros Enciso Felipe Alejandro, *Diseño y construcción de un cohete aficionado controlado mediante el accionamiento de una tobera de empuje vectorial.*, Colombia, 2010.
- [18] M. J. G. S. C. L. J. N. Cerón Hernán, *Análisis computacional de flujo atmosférico alrededor del sistema de recuperación de un cohete sonda.*, Colombia, Bogotá. Brasil, Sao Pablo., 2013.
- [19] R. Serway & J. Jewett., *Física para ciencias e ingeniería*, México: Cengage Learning Editores, S.A. de C.V., 2008.
- [20] g. y. c. S. d. r. C. d. c. D. Laboratorio de astronomía. [En línea]. Available: [http://lagc.uca.es/web\\_lagc/docs/curso\\_rap/Presentacion\\_l.pd](http://lagc.uca.es/web_lagc/docs/curso_rap/Presentacion_l.pd).
- [21] Universidad de Buenos Aires. Departamento de Física. , «Sistemas inerciales y no inerciales,» 2012. [En línea]. Available: <http://materias.df.uba.ar/tfa2014c1/files/2012/07/06-Cap.-5-Sistemas-inerciales-y-no-inerciales.pd>. [Último acceso: 3 08 2016].
- [22] F. Aguirre, «Leyes de Newton y Sistemas de Referencias,» República Bolivariana de Venezuela Universidad de Los Andes., [En línea]. Available: <http://webdelprofesor.ula.ve/ciencias/aguirre/Leyes%20de%20Newton%20y%20Sistema%20de%20referencias.pd>. [Último acceso: 2016].
- [23] NASA Goddard Space Flight Center, «NASA Sounding Rockets User Handbook Sounding Rockets Program Office Sub-orbital and Special Orbital Projects Directorate,» nº Doi: 810-HB-SRP, 2015.
- [24] E. Martínez, «Enciclopedia Cosmonáutica,» 2010. [En línea]. Available: <http://www.cosmonautica.es/0.html>. [Último acceso: 11 08 2016].

- [25] S. Niskanen, «OpenRocket technical documentation,» 10 05 2013. [En línea]. Available: <http://openrocket.sourceforge.net/techdoc.pdf>. [Último acceso: 11 06 2016].
- [26] Asociación de Cohetería Experimental y Modelista Argentina., « ACEMA.,» 2003. [En línea]. Available: [http://www.rocket.com.ar/SEG\\_Modelismo.html](http://www.rocket.com.ar/SEG_Modelismo.html). [Último acceso: 12 08 2016].
- [27] F. A. & R. H. L. A. Riveros Enciso, «Diseño y construcción de un cohete aficionado controlado mediante el accionamiento de una tobera de empuje vectorial.,» 2010. [En línea]. Available: <http://repository.unimilitar.edu.co/bitstream/10654/3303/2/RiverosEncisoFelipeAlejandro2010.pdf>. [Último acceso: 12 08 2016].
- [28] R. M. Catalá., «Los cohetes: artífices de la era espacial.,» 2001. [En línea]. Available: [http://www.comoves.unam.mx/assets/revista/34/guiadelmaestro\\_34.pdf](http://www.comoves.unam.mx/assets/revista/34/guiadelmaestro_34.pdf). [Último acceso: 15 08 2016].
- [29] C. A. D. e. a. Diego A Garzon, «Introducción general a la tecnología de propulsión.,» 2004. [En línea]. Available: <https://books.google.com.co/books?id=M5U0b4tUuGgC&pg=PA93&dq=propelente+de+cohete+definicion&hl=es&sa=X&ved=0ahUKEwiF-JHqyZTOAhUGKx4KHQw7BnIQuwUIITAB#v=onepage&q=propelente%20de%20cohete%20definicion&f=false>.
- [30] R. Nakka, «Teoría Sobre Motores Cohete De propelente Sólido. [Traducido al español de Solid Rocket Motor Theory -- Propellant Grain],» 2001. [En línea]. Available: [http://www.nakka-rocketry.net/articles/teoria\\_de\\_los\\_motores\\_cohete.pdf](http://www.nakka-rocketry.net/articles/teoria_de_los_motores_cohete.pdf). [Último acceso: 16 08 2016].
- [31] J. V. Neumann, *El ordenador y el cerebro.*, Antoni Bosch editor, 1999.
- [32] Arduino Genuino, «Arduino,» [En línea]. Available: <https://www.arduino.cc>. [Último acceso: Noviembre 2016].
- [33] W. Tomasi, *Sistemas de comunicaciones electrónicas.*, Pearson Educación. , 2003.
- [34] E. Otero, *Teorías de la Comunicación, Universitaria*, 1997.
- [35] A. El-Fatetry, «BAE SYSTEMS Advanced Technology Centre,» Febrero 2004. [En línea]. Available:

<http://oai.dtic.mil/oai/oai?verb=getRecord&metadataPrefix=html&identifier=ADA425327>. [Último acceso: 22 Noviembre 2016].

- [36] J. A. Sánchez, *Avances en robótica y visión por computador*, Cuenca: Universidad de la Castilla la Mancha, 2002.
- [37] V. X. P. S. W. K. J. y. V. V. Varadan, «Micro-electro-mecánicos giroscopio». Estados Unidos Patente 6.516.665 ., 2003.
- [38] T. J. Maloney, *Electrónica industrial moderna.*, México: Person, 2006.
- [39] K. W. Nadim Maluf, *Introduction to Microelectromechanical Systems Engineering*, london: Artech house, 2004.
- [40] P. A. M. F. Caparrós, *EL BUS I2C*, España: Universidad de Córdoba, 2004.
- [41] E. J. Carletti, «Comunicación - Bus I2C,» ROBOTS pasión por la robótica en Argentina, 2007. [En línea]. Available: <http://robots-argentina.com.ar/robots-nos.htm>. [Último acceso: 11 Noviembre 2016].
- [42] J. O. M. Piñeros., *Estudio de la trayectoria de un cohete de tres etapas lanzado desde el territorio colombiano*, Bogotá: Universidad Nacional de Colombia, 2012.
- [43] H. C.-M. S. G. S. P. J. O. Murcia, *Diseño Conceptual, Preliminar y análisis de la trayectoria de vuelo de un cohete sonda de propelente sólido para carga útil 2kg*, Bogota: CICTA 2012., 2012.
- [44] A. Tewari, *Advanced Control of Aircraft, Spacecraft and Rockets*, Wiley, 2011.
- [45] J. O. Murcia, *Estudio de la trayectoria de un cohete de tres etapas lanzado desde el territorio colombiano*, Bogotá, 2012.
- [46] R. Guber, *Experiencia de Halcón: Ni héroes ni kamikazes: pilotos de A4B*, Argentina: Penguin Random House Grupo Editorial Argentina, 2016.
- [47] J. M. H. B. C. &. V. P. J. .. Grimwood, « Project Gemini Technology and Operations-A Chronology,» NASA, (1969)..
- [48] J. E. Hatch, *Aluminum: Properties and Physical Metallurgy*, Ohio: American Society for Metals, 2005.

- [49] a. design, «Propiedades del aluminio,» MH NEWSDESK POR MH TEMAS, 09 08 2016. [En línea]. Available: <http://www.aluminiumdesign.net/why-aluminium/properties-of-aluminium/>. [Último acceso: 29 10 2016].
- [50] alu-stock, «EL ALUMINIO,» [En línea]. Available: <http://www.alu-stock.es/es/informacion-tecnica/el-aluminio/>. [Último acceso: 29 10 2016].
- [51] Creative Commons Atribución-NoComercial-Compartir-, «Tecnología de la madera,» [En línea]. Available: <https://sites.google.com/site/tecnologiadelamadera/propiedades-fisicas>. [Último acceso: 15 10 2016].
- [52] I. M. Santiago Vignote Peña, Tecnología de la madera, Madrid: Mundi-Prensa Libros, 2006.
- [53] K. S. M. Cisneros, ESTUDIO DEL PROCESO DE DOBLADO DE MATERIAL, Ambato-Ecuador, 2015.
- [54] ecuador forestal, «Ficha Técnica N° 5 balsaa,» [En línea]. Available: <http://www.ecuadorforestal.org/download/contenido/balsa.pdf>. [Último acceso: 27 10 2016].
- [55] D. R. Askeland, Ciencias e ingeniería de los materiales, Mexico: International Thomson Editores, 1998.
- [56] American National Standards Institute, Inc. , *American National Standard For Engineered Wood Flooring*, USA, 2009.
- [57] POLYNER® 1600, «BARNIZ y PINTURA PARA MADERA A LA INTEMPERIE,» 08 08 2016. [En línea]. Available: <http://www.nervion.com.mx/web/literatura/P14021600.php>. [Último acceso: 29 10 2016].
- [58] Ch.L.Dawes, Electricidad Industrial, Barcelona: Revente SA, 1981.
- [59] Fibra de carbono, «FIBRA DE CARBONO.ES,» 2014. [En línea]. Available: <http://www.fibradecarbono.es/articulos/que-es-fibra-carbono/>. [Último acceso: 11 Noviembre 2016].
- [60] Aircraft Spruce, «LAST A FOAM,» 1995. [En línea]. Available: <http://www.aircraftspruce.com/catalog/cmpages/lastafoam.php>. [Último acceso: Noviembre 2016].



- [61] R. Nakka, «Richard Nakka's Experimental Rocketry KN - Dextrose Propellant,» [En línea]. Available: <http://www.nakka-rocketry.net/dex.html>. [Último acceso: 21 09 2016].
- [62] ATCP Ingeniería Física, «Materiales compuestos,» 2012. [En línea]. Available: <http://www.atcp.com.br/es/productos/caracterizacion-de-materiales/propiedades-materiales/tablas-propiedades/compuestos.html>. [Último acceso: 28 06 2016].
- [63] Goodfellow, «Carbono/epoxy,» 2016. [En línea]. Available: <http://www.goodfellow.com/S/Carbono-Epoxy.html>. [Último acceso: 07 2016].
- [64] «MECHAS DE SEGURIDAD; CORDONES DETONANTES; CEBOS Y CAPSULAS FULMINANTES; INFLAMADORES; DETONADORES ELECTRICOS,» 02 07 2007. [En línea]. Available: [http://www.aduanas-mexico.com.mx/cgi-bin/ctarnet/notas\\_ex/not\\_3603.html](http://www.aduanas-mexico.com.mx/cgi-bin/ctarnet/notas_ex/not_3603.html). [Último acceso: 12 09 2016].
- [65] A. P. Association, «Glossary of Pyrotechnic Terms.,» [En línea]. Available: : <http://www.americanpyro.com/glossary-of-pyrotechnic-terms>. [Último acceso: 12 09 2016].
- [66] Power-Bank.es, Polígono Ind, «Power-Bank.es,» 2013. [En línea]. Available: <https://power-bank.es/content/7-como-funciona-power-bank>. [Último acceso: Noviembre 2016].
- [67] Nacional Semiconductor , «LM1117,» Octubre 2002. [En línea]. Available: <http://users.ece.utexas.edu/~valvano/Datasheets/LM1117.pdf>. [Último acceso: Noviembre 2016].
- [68] SGS THOMSON MICROELECTRONICS, «L293B,» Julio 2013. [En línea]. Available: <http://www.st.com/content/ccc/resource/technical/document/datasheet/3f/2a/59/15/61/43/45/af/CD00000058.pdf/files/CD00000058.pdf/jcr:content/translations/en.CD00000058.pdf>. [Último acceso: Diciembre 2016].
- [69] Potencia Electromecánica , «¿CÓMO FUNCIONA UN REDUCTOR O MOTORREDUCTOR?,» 18 Junio 2013. [En línea]. Available: <http://www.potenciaelectromecanica.com/calculo-de-un-motorreductor/>. [Último acceso: Noviembre 2016].
- [70] muerde la manzana, «Cómo configurar MPU6050 Arduino,» 29 Noviembre 2015. [En línea]. Available:

<http://muerdelapple.blogspot.com.co/2015/11/como-configurar-mpu-6050-arduino-listo.html>. [Último acceso: Agosto 2016].

- [71] Congreso De La Republica de Colombia (2 agosto 2012) Por medio de la cual se aprueba el “Convenio sobre el Registro de Objetos Lanzados al Espacio Ultraterrestre”, suscrito en Nueva York, Estados Unidos de América, el doce (12) de noviembre de mil novecientos setenta y cuatro (1974). [LEY 1569 DE 2012]. Diario Oficial No. 48.510
- [72] Naciones Unidas. (1975). Convenio sobre el Registro de Objetos Lanzados al Espacio Ultraterrestre. De Ministerio de Relaciones Exteriores Recuperado de: [http://apw.cancilleria.gov.co/Tratados/adjuntosTratados/AAFAA\\_ONU-1974.PDF](http://apw.cancilleria.gov.co/Tratados/adjuntosTratados/AAFAA_ONU-1974.PDF)
- [73] Congreso De La Republica de Colombia (20 noviembre 2012) Por medio de la cual se aprueba el “Convenio Sobre la Responsabilidad Internacional por Daños Causados por Objetos Espaciales”, hecho en Washington, Londres y Moscú, el 29 de marzo de 1972. [LEY 1591 DE 2012]. Diario oficial No. 48.620.
- [74] Naciones Unidas. (1975). Convenio sobre la responsabilidad internacional por daños causados por objetos espaciales. De Ministerio de Relaciones Exteriores. Recuperado de: [http://apw.cancilleria.gov.co/Tratados/adjuntosTratados/AAFAA\\_ONU-1974.PDF](http://apw.cancilleria.gov.co/Tratados/adjuntosTratados/AAFAA_ONU-1974.PDF)
- [75] Organización Meteorológica Mundial. (2015) Manual del Sistema Mundial de Observación Volumen I Aspectos mundiales. De OMM. Recuperado de: [http://library.wmo.int/pmb\\_ged/wmo\\_544-v1-2015\\_es.pdf](http://library.wmo.int/pmb_ged/wmo_544-v1-2015_es.pdf)
- [76] Ministerio de relaciones exteriores. (2016) Organización Meteorológica Mundial. Recuperado de: <http://www.cancilleria.gov.co/international/multilateral/united-nations/wmo>

## ANEXOS

### Anexo A Código de programación Arduino Maestro

```
#include <SFE_BMP180.h> // Sensor Bookcase
#include <Wire.h>
#include "I2Cdev.h"
#include <SD.h>

//Dirección I2C de la IMU
#define MPU 0x68
#define A_R 16384.0 // Accelerometer sensitivity
#define G_R 131.0 // Gyroscope sensitivity
#define RAD_A_DEG = 57.295779// Conversion of radians to degrees 180/PI

File myFile;
SFE_BMP180 bmp180;

int16_t AcX, AcY, AcZ, GyX, GyY, GyZ;//MPU-6050 Gives values in 16-bit integers
Unrefined values
float Acc[2]; // Vector of three acceleration positions
float Gy[2];// Vector of three positions of gyro
float Angle[2]; // Angles with respect to acceleration
int lee=9; // Flag Pin Motor Activation
int fijo=7; // Pin that activates the flag
int A_dos=5;
uint16_t i = 1;
double Po; // Starting point pressure for h = 0;
char status;
double T,P,A,H; // BMP measurement parameters
double PresionNivelMar=1013.25;

void setup()
{
  Serial.begin(9600);
  Serial.print(".");
  pinMode(A_dos, OUTPUT);
  pinMode(lee, INPUT);
  pinMode(fijo, OUTPUT);
  digitalWrite(fijo, HIGH);
```

```

digitalWrite (A_dos, LOW);

Angle[0]= -90; // Sensor start values
Angle[1]= 0;

Serial.print("Iniciando SD ...");
if (!SD.begin(4)) {
  Serial.println("No se pudo inicializar");
  return;
}
else
{
  Serial.println("inicialización exitosa");
}

Wire.begin();
Wire.beginTransmission(MPU);
Wire.write(0x6B);
Wire.write(0);
Wire.endTransmission(true);

if (bmp180.begin()) {
  Serial.println("BMP180 iniciado correctamenteTomando medidas del punto
de referencia...n");
  status = bmp180.startTemperature();//Temperature reading start
  if (status != 0){
    delay(status); // Pause to end the reading
    status = bmp180.getTemperature(T);// Get the temperature
    if (status != 0){
      status = bmp180.startPressure(3);// Pressure reading start
      if (status != 0){
        delay(status);// Pause to end the reading
        status = bmp180.getPressure(P,T);// We get the pressure
        if (status != 0){
          Po=P; // We assign the pressure value as reference point
          Serial.println("Punto de referencia establecido: h=0");
        }
      }
    }
  }
}

```

```

    }
    else{
        Serial.println("Error al iniciar el BMP180");
        while(1); // bucle infinito }
    }
}

void loop() {

    // Read the values of the IMU Accelerometer
    Wire.beginTransmission(MPU);
    Wire.write(0x3B); // Request registration 0x3B - It corresponds to AcX
    Wire.endTransmission(false);
    Wire.requestFrom(MPU,6,true); // From 0x3B, 6 records are requested
    AcX=Wire.read()<<8|Wire.read(); // Each value occupies 2 registers
    AcY=Wire.read()<<8|Wire.read();
    AcZ=Wire.read()<<8|Wire.read();

    // From the accelerometer values, the angles Y, X
    // respectively, with the tangent formula.
    Acc[1] = atan(-1*((AcX*9.81)/A_R)/sqrt(pow(((AcY*9.81)/A_R),2) +
    pow(((AcZ*9.81)/A_R),2)))*RAD_TO_DEG;
    Acc[0] = atan(((AcY*9.81)/A_R)/sqrt(pow(((AcX*9.81)/A_R),2) +
    pow(((AcZ*9.81)/A_R),2)))*RAD_TO_DEG;

    // Read the values of the Gyroscope
    Wire.beginTransmission(MPU);
    Wire.write(0x43);
    Wire.endTransmission(false);
    Wire.requestFrom(MPU,4,true); // Unlike the Accelerometer, only 4 registers are
    requested
    GyX=Wire.read()<<8|Wire.read();
    GyY=Wire.read()<<8|Wire.read();

    // Calculating the angle of the Gyroscope
    Gy[0] = GyX/G_R;
    Gy[1] = GyY/G_R;

    // Apply Complementary Filter

```

```

Angle[0] = 0.98 *(Angle[0]+Gy[0]*0.010) + 0.02*Acc[0];
Angle[1] = 0.98 *(Angle[1]+Gy[1]*0.010) + 0.02*Acc[1];
Serial.print("****"); Serial.print(" ");
Serial.print("Angle X: "); Serial.print(" "); Serial.print(Angle[0]); Serial.print(" ");
Serial.print("Angle Y: "); Serial.print(" "); Serial.println(Angle[1]);

//BMP
status = bmp180.startTemperature();//Temperature reading start
if (status != 0){
  delay(status); // Pause to end the reading
  status = bmp180.getTemperature(T);// Get the temperature
  if (status != 0){
    status = bmp180.startPressure(3);// Pressure reading start
    if (status != 0){
      delay(status);// Pause to end the reading
      status = bmp180.getPressure(P,T);// We get the pressure
      if (status != 0) {
        A= bmp180.altitude(P,PresionNivelMar);
        Serial.print("bmp....");
        H= bmp180.altitude(P,Po); }
      }

    myFile = SD.open("todo1.txt", FILE_WRITE);
    if (myFile) {
      Serial.print("Escribiendo SD: ");
    }
    else {
      Serial.println("Error al abrir el archivo");
    }

    if(digitalRead(lee)==HIGH){

      if (( Angle[1] > 25) || (Angle[1]< -25)){

        digitalWrite (fijo, LOW);
        Serial.print ("motor");
        myFile.print ( "motor");
        digitalWrite (A_dos, HIGH);

      }
    }

```

```

else{
    if ((Angle[0]> -65)){
        digitalWrite (fijo, LOW);
        Serial.print ("motor");
        myFile.print ( "motor");
        digitalWrite (A_dos, HIGH);
    }
    else{
        digitalWrite (A_dos, LOW);
        digitalWrite (fijo, HIGH);
    }
}
}

myFile.print(" t(s) ");
myFile.print(i++);
myFile.print("ax(m/s2) ");
myFile.print(Acc[0]); myFile.print(" ");
myFile.print("ay(m/s2) ");
myFile.print(Acc[1]); myFile.print(" ");
myFile.print("gx_deg_s ");
myFile.print( Gy[0]); myFile.print(" ");
myFile.print("gy_deg_s ");
myFile.print( Gy[1]); myFile.print(" ");
myFile.print("Angle X: ");
myFile.print(Angle[0]); myFile.print(" ");
myFile.print("Angle y: ");
myFile.print(Angle[1]); myFile.print(" ");
myFile.print("T(°C) ");
myFile.print(T); myFile.print(" ");
myFile.print("P(KPa) ");
myFile.print(P); myFile.print(" ");
myFile.print("A(mMSL) ");
myFile.print(A); myFile.print(" ");
myFile.print("A Ref(m) ");
myFile.print(H); myFile.println(" ");
myFile.close();
}

```

## Anexo B Código de programación del Arduino Esclavo

```
int lee = 5;
int motor_arriba=7;
int motor_abajo=2;
int entra= 3;
int solo =4;

void setup() {
  pinMode (motor_arriba, OUTPUT);
  pinMode (motor_abajo, OUTPUT);
  pinMode (lee, INPUT );
  pinMode (entra, INPUT);
  pinMode (solo, OUTPUT);
  digitalWrite(solo, HIGH);
}

void loop() {

  if (digitalRead(entra) == HIGH) {
    if (digitalRead(lee) == HIGH) {

      digitalWrite (motor_arriba, HIGH);
      delay (4000);
      digitalWrite (motor_arriba, LOW);
      digitalWrite (motor_abajo, HIGH);
      delay (4000);
      digitalWrite (motor_abajo, LOW);
      digitalWrite(solo, LOW);
    }
    else {
      digitalWrite (motor_arriba, LOW);
      digitalWrite (motor_abajo, LOW);
    }
  }
}
```



### Anexo C. Código de programación MPU6050 Calibrate

```
// I2Cdev and MPU6050 must be installed as libraries
#include "I2Cdev.h"
#include "MPU6050.h"
#include "Wire.h"

////////////////////// CONFIGURATION ////////////////////////
//Change this 3 variables if you want to fine tune the skecth to your needs.
int buffersize=1000; //Amount of readings used to average, make it higher to get
more precision but sketch will be slower (default:1000)
int acel_deadzone=8; //Acelerometer error allowed, make it lower to get more
precision, but sketch may not converge (default:8)
int giro_deadzone=1; //Giro error allowed, make it lower to get more precision, but
sketch may not converge (default:1)

// default I2C address is 0x68
// specific I2C addresses may be passed as a parameter here
// AD0 low = 0x68 (default for InvenSense evaluation board)
// AD0 high = 0x69
//MPU6050 accelgyro;
MPU6050 accelgyro(0x68); // <-- use for AD0 high

int16_t ax, ay, az,gx, gy, gz;

int mean_ax,mean_ay,mean_az,mean_gx,mean_gy,mean_gz,state=0;
int ax_offset,ay_offset,az_offset,gx_offset,gy_offset,gz_offset;

////////////////////// SETUP ////////////////////////
void setup() {
  // join I2C bus (I2Cdev library doesn't do this automatically)
  Wire.begin();
  // COMMENT NEXT LINE IF YOU ARE USING ARDUINO DUE
  TWBR = 24; // 400kHz I2C clock (200kHz if CPU is 8MHz). Leonardo measured
250kHz.

  // initialize serial communication
  Serial.begin(115200);
```

```

// initialize device
accelgyro.initialize();

// wait for ready
while (Serial.available() && Serial.read()); // empty buffer
while (!Serial.available()){
  Serial.println(F("Send any character to start sketch.\n"));
  delay(1500);
}
while (Serial.available() && Serial.read()); // empty buffer again

// start message
Serial.println("\nMPU6050 Calibration Sketch");
delay(2000);
Serial.println("\nYour MPU6050 should be placed in horizontal position, with
package letters facing up. \nDon't touch it until you see a finish message.\n");
delay(3000);
// verify connection
Serial.println(accelgyro.testConnection() ? "MPU6050 connection successful" :
"MPU6050 connection failed");
delay(1000);
// reset offsets
accelgyro.setXAccelOffset(0);
accelgyro.setYAccelOffset(0);
accelgyro.setZAccelOffset(0);
accelgyro.setXGyroOffset(0);
accelgyro.setYGyroOffset(0);
accelgyro.setZGyroOffset(0);
}

//////////////////// LOOP //////////////////////////////////////
void loop() {
  if (state==0){
    Serial.println("\nReading sensors for first time...");
    meansensors();
    state++;
    delay(1000);
  }
}

```

```

if (state==1) {
  Serial.println("\nCalculating offsets...");
  calibration();
  state++;
  delay(1000);
}

if (state==2) {
  meansensors();
  Serial.println("\nFINISHED!");
  Serial.print("\nSensor readings with offsets:\t");
  Serial.print(mean_ax);
  Serial.print("\t");
  Serial.print(mean_ay);
  Serial.print("\t");
  Serial.print(mean_az);
  Serial.print("\t");
  Serial.print(mean_gx);
  Serial.print("\t");
  Serial.print(mean_gy);
  Serial.print("\t");
  Serial.println(mean_gz);
  Serial.print("Your offsets:\t");
  Serial.print(ax_offset);
  Serial.print("\t");
  Serial.print(ay_offset);
  Serial.print("\t");
  Serial.print(az_offset);
  Serial.print("\t");
  Serial.print(gx_offset);
  Serial.print("\t");
  Serial.print(gy_offset);
  Serial.print("\t");
  Serial.println(gz_offset);
  Serial.println("\nData is printed as: accelX accelY accelZ giroX giroY giroZ");
  Serial.println("Check that your sensor readings are close to 0 0 16384 0 0 0");
  Serial.println("If calibration was succesful write down your offsets so you can set
them in your projects using something similar to mpu.setXAccelOffset(youroffset)");
  while (1);
}

```

```

    }
}

////////////////////// FUNCTIONS ////////////////////////
void meansensors(){
    long i=0,buff_ax=0,buff_ay=0,buff_az=0,buff_gx=0,buff_gy=0,buff_gz=0;

    while (i<(buffersize+101)){
        // read raw accel/gyro measurements from device
        accelgyro.getMotion6(&ax, &ay, &az, &gx, &gy, &gz);

        if (i>100 && i<=(buffersize+100)){ //First 100 measures are discarded
            buff_ax=buff_ax+ax;
            buff_ay=buff_ay+ay;
            buff_az=buff_az+az;
            buff_gx=buff_gx+gx;
            buff_gy=buff_gy+gy;
            buff_gz=buff_gz+gz;
        }
        if (i==(buffersize+100)){
            mean_ax=buff_ax/buffersize;
            mean_ay=buff_ay/buffersize;
            mean_az=buff_az/buffersize;
            mean_gx=buff_gx/buffersize;
            mean_gy=buff_gy/buffersize;
            mean_gz=buff_gz/buffersize;
        }
        i++;
        delay(2); //Needed so we don't get repeated measures
    }
}

void calibration(){
    ax_offset=-mean_ax/8;
    ay_offset=-mean_ay/8;
    az_offset=(16384-mean_az)/8;

    gx_offset=-mean_gx/4;
    gy_offset=-mean_gy/4;

```

```

gz_offset=-mean_gz/4;
while (1){
  int ready=0;
  accelgyro.setXAccelOffset(ax_offset);
  accelgyro.setYAccelOffset(ay_offset);
  accelgyro.setZAccelOffset(az_offset);

  accelgyro.setXGyroOffset(gx_offset);
  accelgyro.setYGyroOffset(gy_offset);
  accelgyro.setZGyroOffset(gz_offset);

  meansensors();
  Serial.println("...");

  if (abs(mean_ax)<=acel_deadzone) ready++;
  else ax_offset=ax_offset-mean_ax/acel_deadzone;

  if (abs(mean_ay)<=acel_deadzone) ready++;
  else ay_offset=ay_offset-mean_ay/acel_deadzone;

  if (abs(16384-mean_az)<=acel_deadzone) ready++;
  else az_offset=az_offset+(16384-mean_az)/acel_deadzone;

  if (abs(mean_gx)<=giro_deadzone) ready++;
  else gx_offset=gx_offset-mean_gx/(giro_deadzone+1);

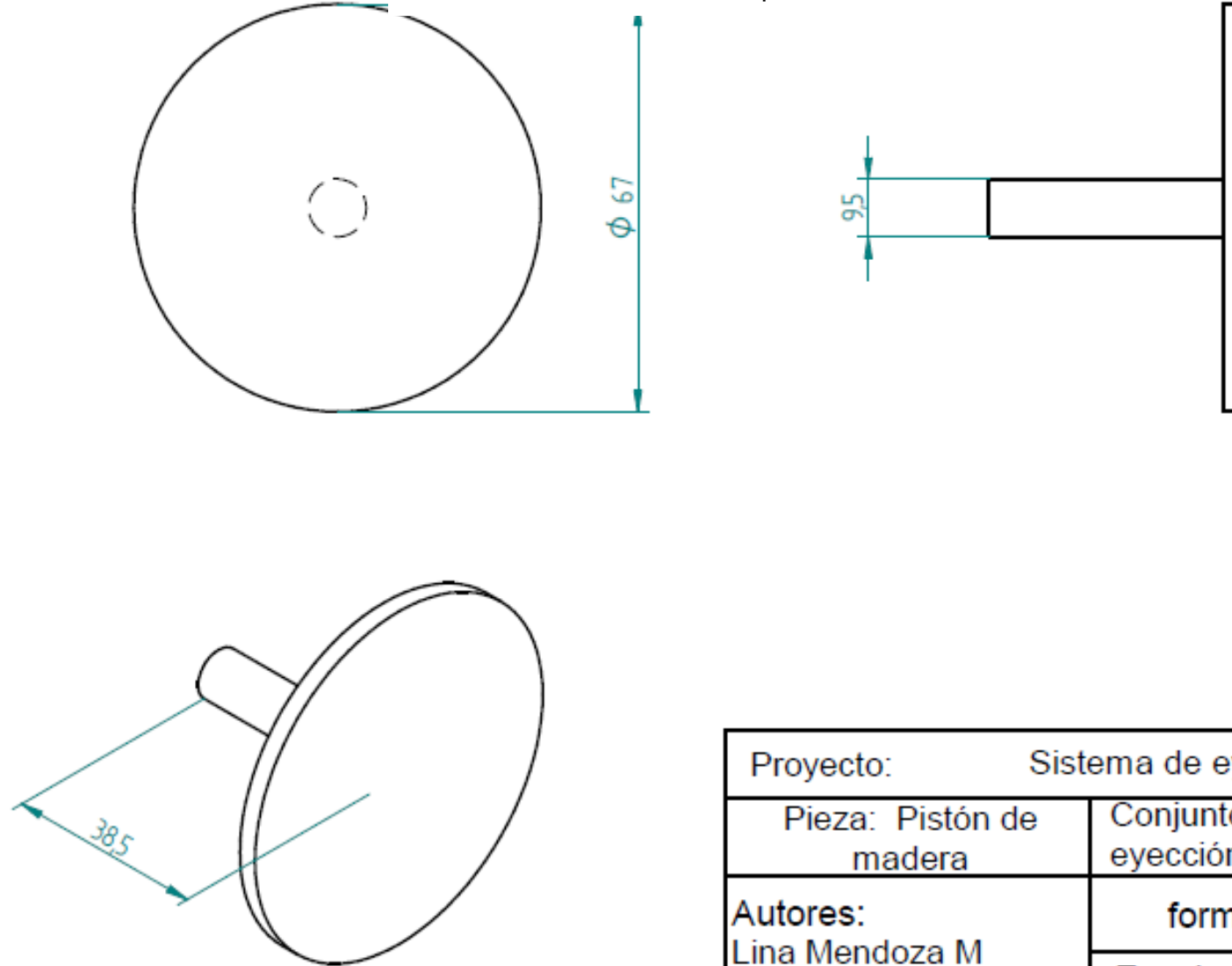
  if (abs(mean_gy)<=giro_deadzone) ready++;
  else gy_offset=gy_offset-mean_gy/(giro_deadzone+1);

  if (abs(mean_gz)<=giro_deadzone) ready++;
  else gz_offset=gz_offset-mean_gz/(giro_deadzone+1);

  if (ready==6) break;
}
}

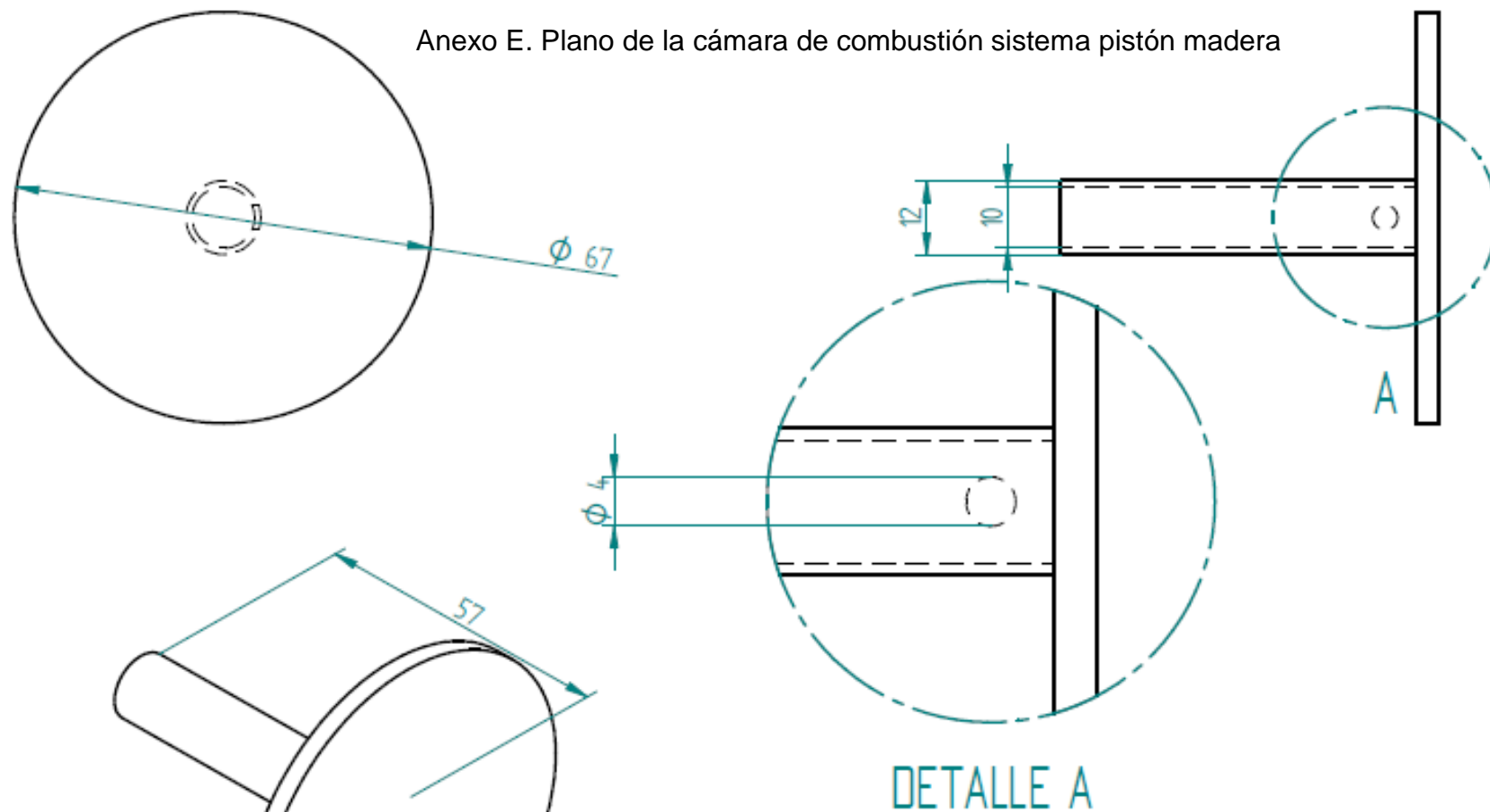
```

Anexo D Plano pistón de madera



Proyecto: Sistema de eyeccion		
Pieza: Pistón de madera	Conjunto: sistema de eyección piston de madera	
Autores: Lina Mendoza M Gerliz Amado Morales cotas en mm	formato A4	
	Escala:	N° plano
	1:1	1

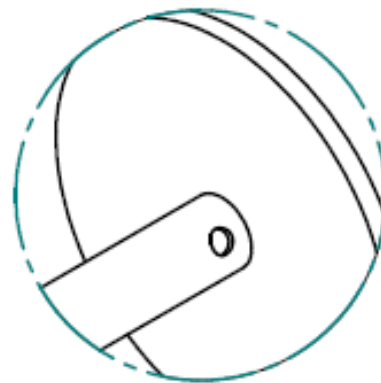
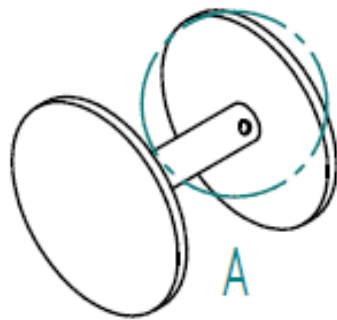
Anexo E. Plano de la cámara de combustión sistema pistón madera



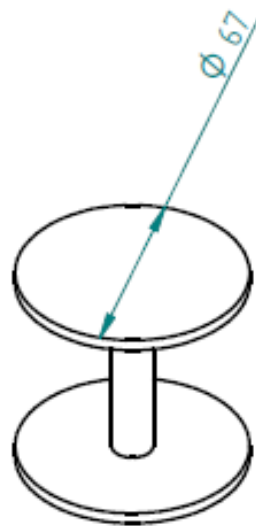
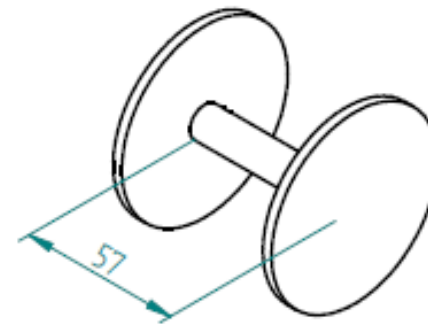
Proyecto: Sistema de eyeccion		
Pieza: camara de combustión	Conjunto: sistema de eyección piston de madera	
Autores: Lina Mendoza M Gerliz Amado Morales cotas en mm	formato A4	
	Escala:	N° plano
	1:1	2

SOLID EDGE ACADEMIC COPY

Anexo F Plano ensamble sistema de eyección a pistón de madera



DETALLE A

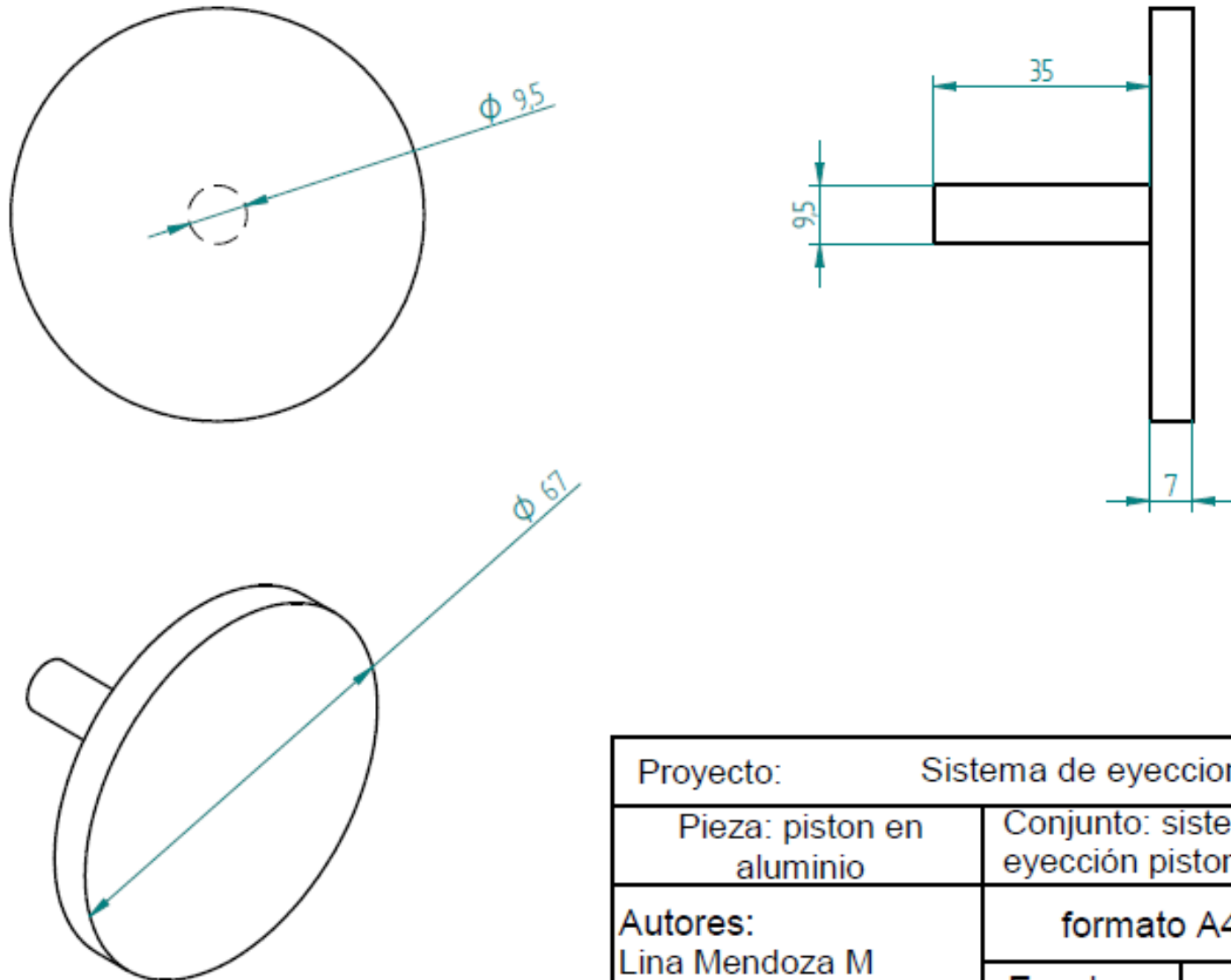


Proyecto: Sistema de eyeccion		
Pieza: ensamble sistema eyección	Conjunto: sistema de eyección piston de madera	
Autores: Lina Mendoza M Gerliz Amado Morales cotas en mm	formato A4	
	Escala:	N° plano
	1:1	3

SOLID EDGE ACADEMIC COPY

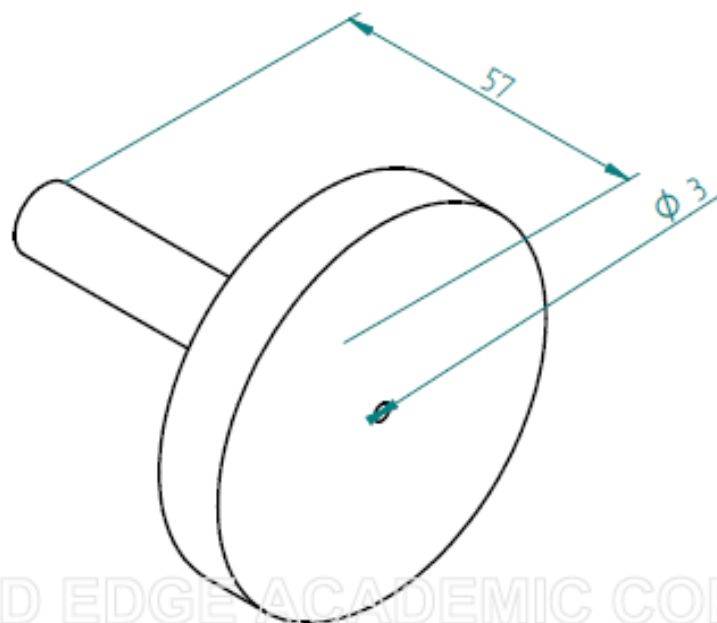
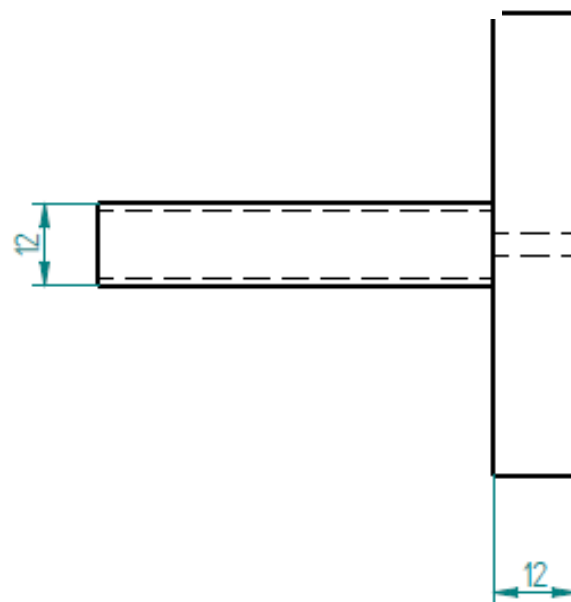
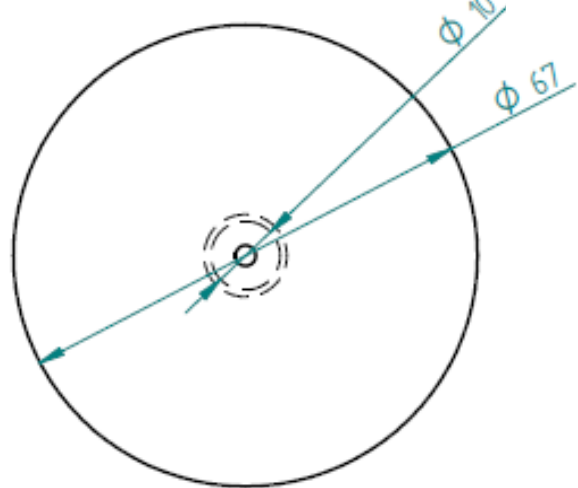


Anexo G Plano pistón sistema de eyección pistón de aluminio



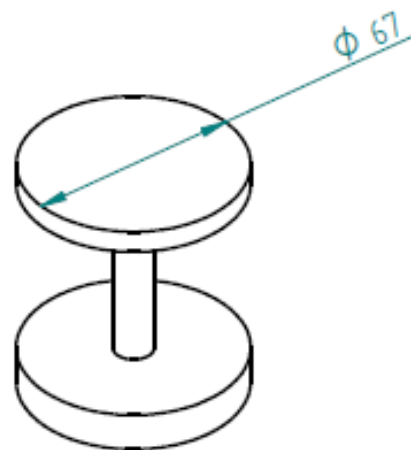
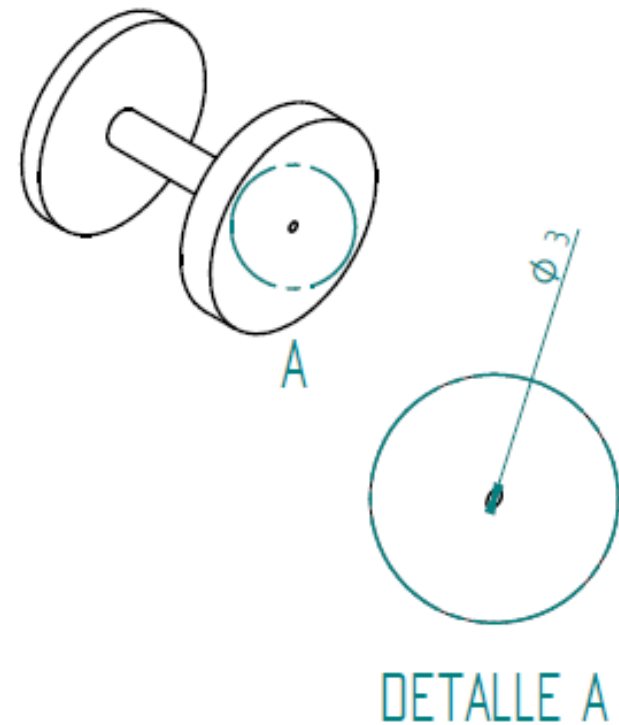
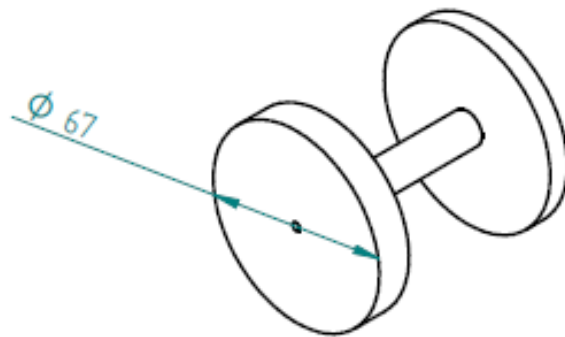
Proyecto: Sistema de eyeccion		
Pieza: piston en aluminio	Conjunto: sistema de eyección piston de almunio	
Autores: Lina Mendoza M Gerliz Amado Morales cotas en mm	formato A4	
	Escala:	N° plano
	1:1	4

Anexo H. Plano de la cámara de combustión sistema de pistón de aluminio



Proyecto: Sistema de eyeccion		
Pieza: camara de combustion	Conjunto: sistema de eyección piston de almunio	
Autores: Lina Mendoza M Gerliz Amado Morales cotas en mm	formato A4	
	Escala:	N° plano
	1:1	5

Anexo I. Plano del ensamble sistema de eyección en fibra a pistón de aluminio

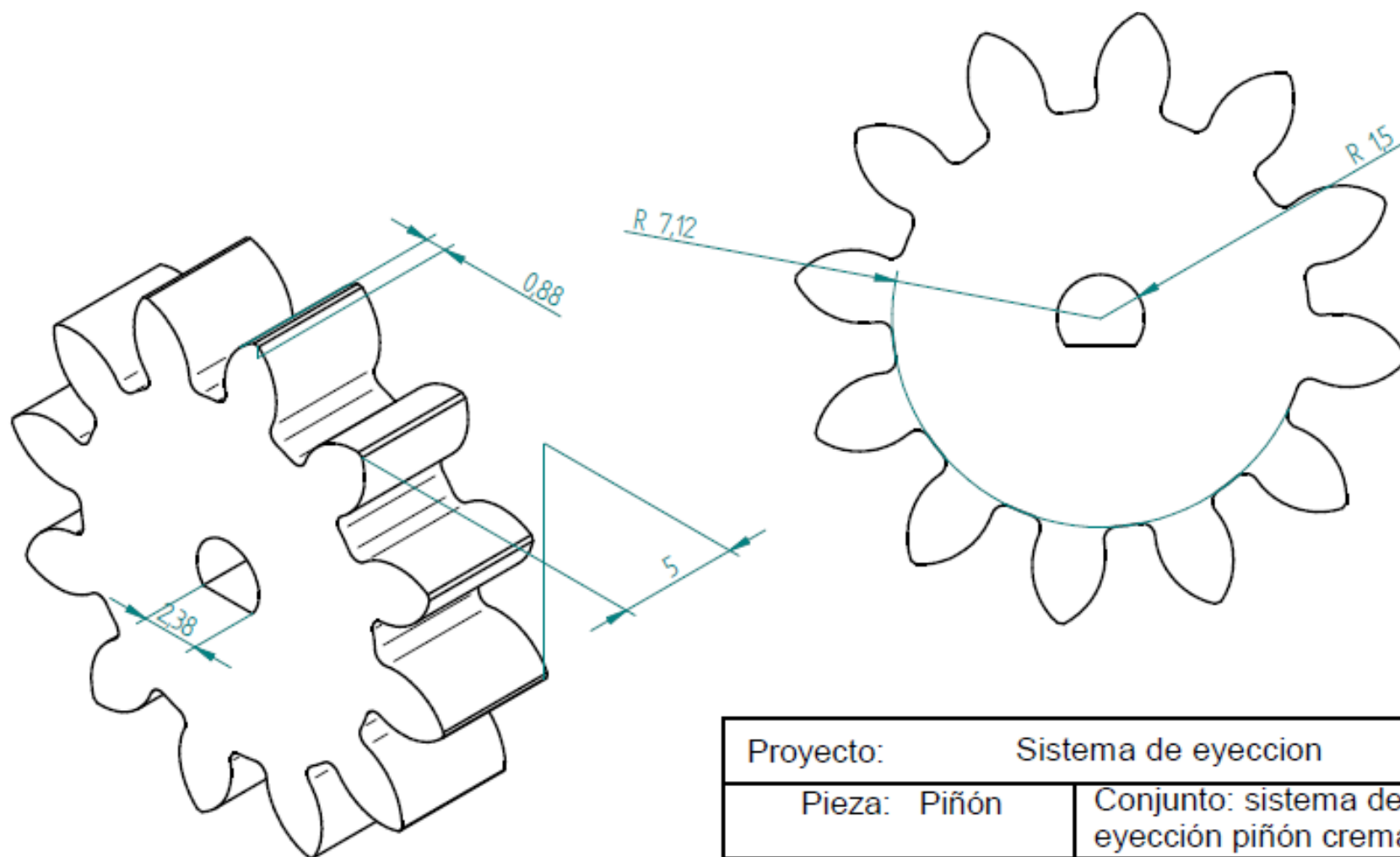


DETALLE A

Proyecto: Sistema de eyeccion		
Pieza: ensamble sistema de eyección	Conjunto: sistema de eyección piston de almunio	
Autores: Lina Mendoza M Gerliz Amado Morales cotas en mm	formato A4	
	Escala:	Nº plano
	1:2	6

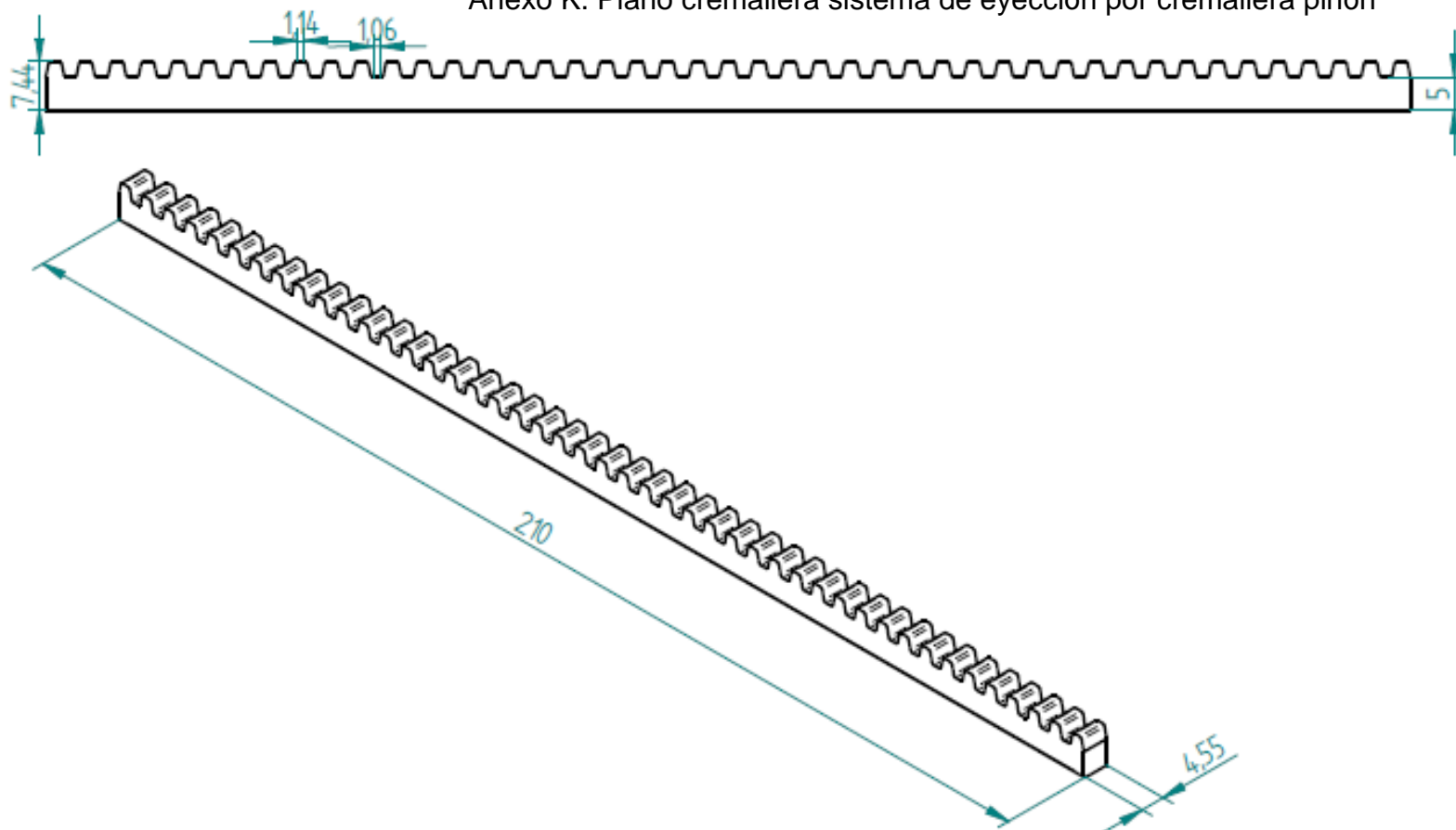
SOLID EDGE ACADEMIC COPY

Anexo J. Plano piñón para el sistema de recuperación por cremallera piñón



Proyecto: Sistema de eyeccion		
Pieza: Piñón	Conjunto: sistema de eyección piñón cremallera	
Autores: Lina Mendoza M Gerliz Amado Morales	formato A4	
	Escala:	Nº plano
	cotas en mm	7

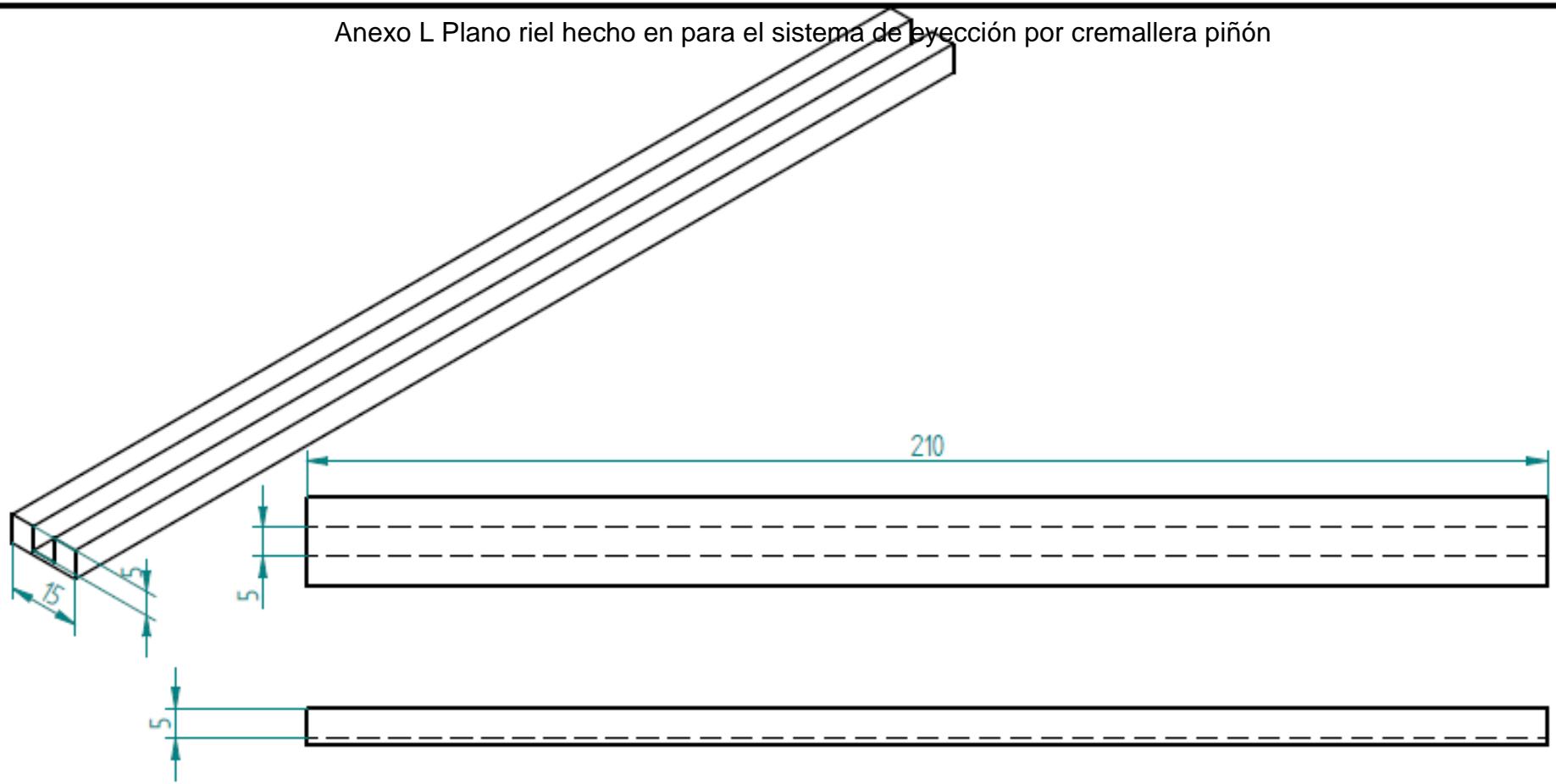
Anexo K. Plano cremallera sistema de eyección por cremallera piñón



Proyecto: Sistema de eyeccion	
Pieza: cremallera	Conjunto: sistema de eyecciónpiñón cremallera
Autores: Lina Mendoza M Gerliz Amado Morales	formato A4
	Escala: N° plano
cotas en mm	1:1 8

SOLID EDGE ACADEMIC COPY

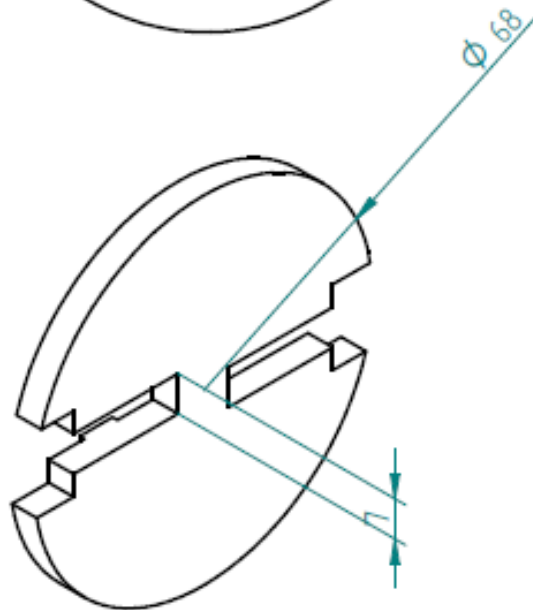
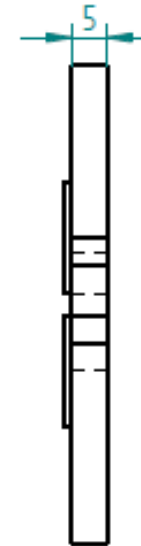
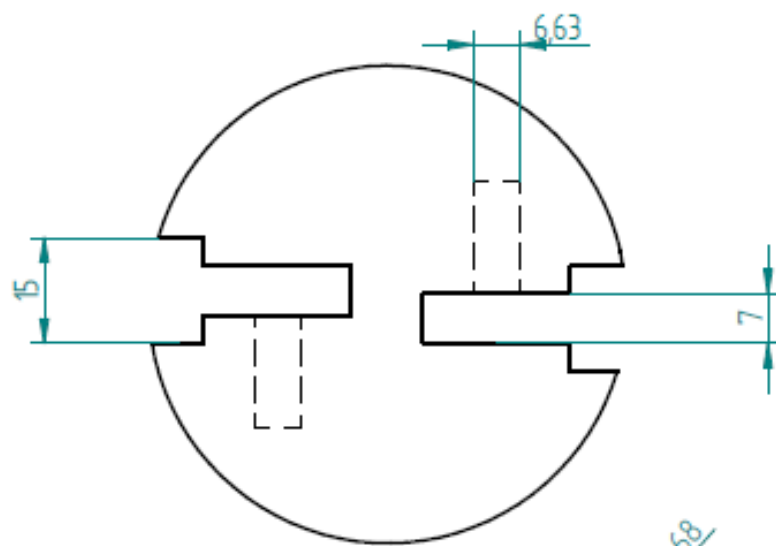
Anexo L Plano riel hecho en para el sistema de eyección por cremallera piñón



Proyecto: Sistema de eyeccion				
Pieza: riel	Conjunto: sistema de eyección piñón cremallera			
Autores: Lina Mendoza M Gerliz Amado Morales cotas en mm	formato A4			
	<table> <tr> <td>Escala:</td><td>N° plano</td></tr> <tr> <td>1:1</td><td>9</td></tr> </table>	Escala:	N° plano	1:1
Escala:	N° plano			
1:1	9			

SOLID EDGE ACADEMIC COPY

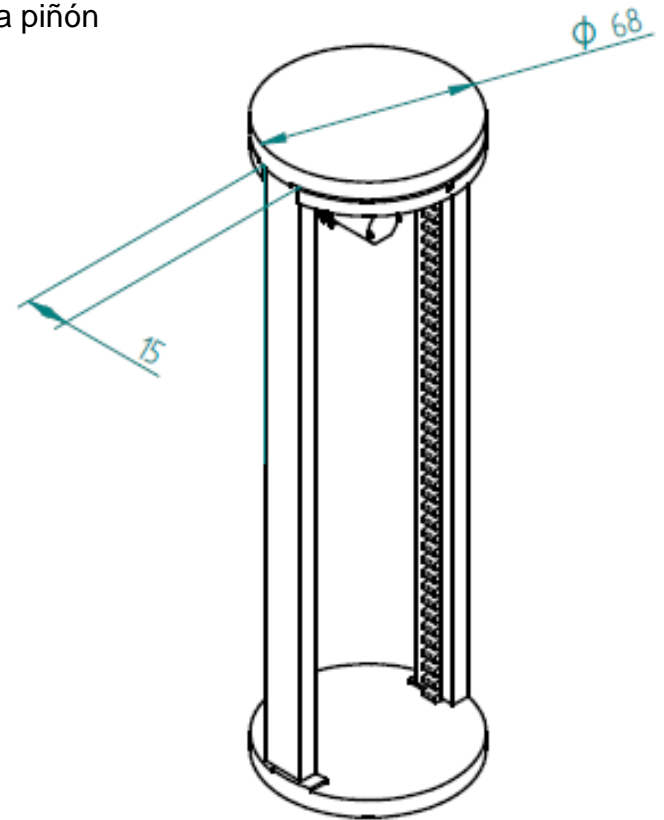
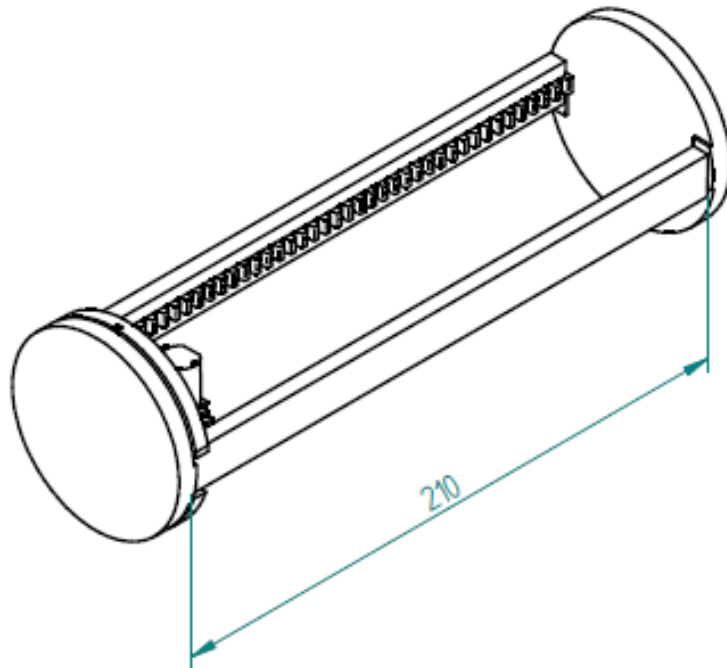
Anexo M. Plano base central sistema de eyección cremallera piñón



Proyecto: Sistema de eyeccion		
Pieza: base	Conjunto: sistema de eyección piñón cremallera	
Autores: Lina Mendoza M Gerliz Amado Morales	formato A4	
	Escala:	N° plano
cotas en mm	1:1	10

SOLID EDGE ACADEMIC COPY

Anexo N Plano ensamble sistema cremallera piñón



Proyecto: Sistema de eyeccion		
Pieza: ensamble del sistema	Conjunto: sistema de eyección piñón cremallera	
Autores: Lina Mendoza M Gerliz Amado Morales	formato A4	
	Escala:	N° plano
	1:1	11
cotas en mm		

SOLID EDGE ACADEMIC COPY